TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK IV. WARSZAWA – CZERWIEC 1936 r. Nr. 6

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

O KONTROLI JAKOŚCI STALI NA PODSTAWIE PRÓBY WIELKOŚCI ZIARNA Mc Quaid'a i Ehn'a

Inż. ZDZISŁAW HAYTO

(Dokończenie)

CZĘŚĆ II

Pierwotna i rzeczywista wielkość ziarna [4]*)

Amerykańscy metalurgowie rozróżniają dwa rodzaje ziarna:

1. Ziarno pierwotne
2. Ziarno rzeczywiste.

Przez pierwotną wielkość ziarna rozumiemy to ziarno, które otrzymuje stal z wytopu. Wielkość i rodzaj tego ziarna zależą od rodzaju i ilości odtleniacza, użytego w ostatniej fazie topu. Odtleniacze te zwane są „zmieniaczami". Z pośród zmieniaczy, sprzyjających powstawaniu budowy drobnoziarnistej, należy wymienić przedewszystkiem aluminjum, również mangan, wanad. Zmieniacze takie, jak np. krzem [5,6] powodują powstawanie bardziej gruboziarnistej struktury.

Ziarnem rzeczywistem nazywamy to ziarno, które posiada stal po przeróbce plastycznej lub obróbce termicznej. Ziarno rzeczywiste można w danej stali zapomocą tych dwu sposobów w pewnych granicach zmieniać; można mu nadać wielkość ziarna pierwotnego. Ziarno rzeczywiste w danej stali zależy tylko od zastosowanej obróbki termicznej, lub przeróbki plastycznej **).

Mechanizm wzrostu ziarna podczas ogrzewania stali [7]

Abstrahując od zjawiska rekrystalizacji po zgniocie, mechanizm wzrostu ziaren stali wyżarzonej przy ogrzewaniu przedstawia się następująco: w momencie osiągnięcia temperatury przemiany allotropowej na granicach ziarn ferrytu i perlitu powstają pierwsze ośrodki austenitu, zwykle w tych miejscach, gdzie pasemka cementytu są najwęższe, lub przy cementycie kulkowym, gdzie cząsteczki cementytu są najdrobniejsze. Te pierwotne ośrodki austenitu rosną, wchłaniając sąsiednie skupienia cementytu, aż do chwili jego całkowitego zaniku; w tym momencie ziarna austenitu stykają się z sobą, tworząc jednorodny obraz. Przy dalszem ogrzewaniu od tego momentu utworzone ziarna austenitu w pewnym zakresie tempe-

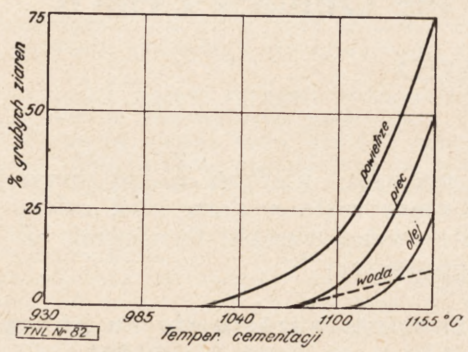
*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odpowiadają spisowi literatury, który będzie podany przy końcu artykułu.

**) Należy pamiętać, że używane określenie „wielkość ziarna" nie przedstawia nam nic innego, jak tylko wielkość ziarna austenitu, jakie istnieje w stali w temperaturze, w której wykonywa się próbę Mc. Quaid'a i Ehn'a, a o której cały czas jest mowa.

ratur są stałe, tak co do ilości jak i wielkości. Dalszy rozrost już utworzonych ziarn austenitu następuje dopiero w pewnej wyższej od punktu przemiany allotropowej temperaturze, zwanej „temperaturą początku rozrostu ziarn austenitu". Temperatura ta zależy od gatunku stali i od pierwotnego jej ziarna. Dla stali węglistych i niskostopowych waha się ona w granicach 850°—1100°C. W ogólności stale o pierwotnem ziarnie grubem mają temperaturę początku rozrostu ziarn austenitu niższą; naodwrót, u stali o pierwotnem ziarnie drobnem temperatura ta leży wyżej. Przyczyna tego faktu nie jest dotychczas całkowicie zbadana. Przypuszcza się, że decydujący wpływ mają tu cząsteczki zmieniaczy, rozsiane po stali; ich ilość i stan rozproszenia może działać mniej lub więcej hamująco na rozrost ziarn.

Wpływ obróbki termicznej i przeróbki plastycznej na wielkość ziarna

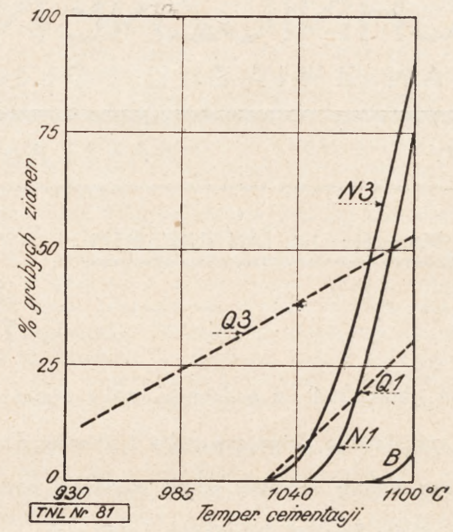
Zagadnieniem tem jako zagadnieniem klasycznem, zajmował się M. A. Grossmann [7], interesowało ono jednak także i wielu innych badaczy. Wyniki dotychczasowych prac na ten temat postaramy się w skrócie omówić na podstawie wykresów.



Rys. 2. Wpływ temperatury cementacji stali SAE 4615 hartowanej w różny sposób od 925°C na wzrost ziarna (czas cementacji 8 godzin).

Rys. 2 obrazuje wpływ sposobu hartowania stali na temperaturę początku rozrostu ziarn (punkt przecięcia krzywych z osią odciętych). Próbki hartowane poddawano cementacji w coraz wyższych temperaturach, przez co w sposób omówiony w części I-szej tej pracy określono wielkość ziarna. Z rys. 2 widać, że hartowanie tej stali w powietrzu daje najniższą temperaturę początku rozrostu ziarna; po ostudzeniu stali razem z piecem otrzymuje się już wyższą temperaturę początku rozrostu, taką samą, jak przy zahartowaniu w wodzie. Jednakże hartowanie tej stali w wodzie w stosunku do studzenia razem z piecem daje bardziej powolny rozrost ziarn; najwyższą temperaturę rozrostu ziarn tej stali uzyskuje się przez hartowanie w oleju.

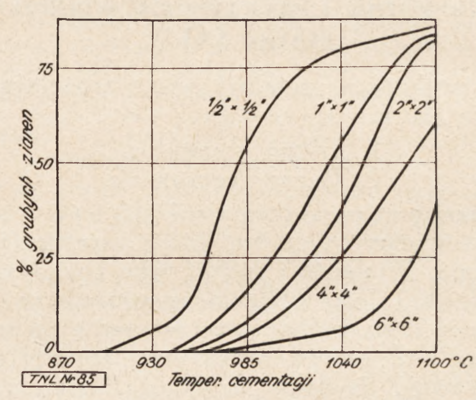
Rys. 3 obrazuje wpływ kilka razy powtarzanej tej samej obróbki termicznej na temperaturę



Rys. 3. Wpływ wielokrotnej obróbki termicznej stali SAE 2212 na rozrost ziarna.

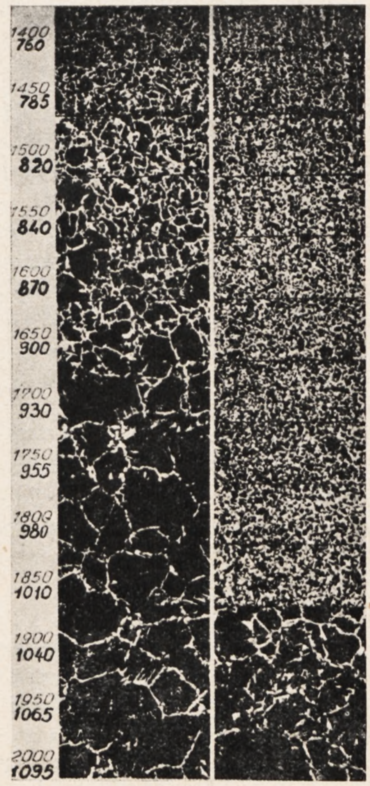
B — pręt pierwotny
N1 — normalizowany od 870°C
N3 — normalizowany potrójnie od 870°C
Q1 — hartowany od 870°C w wodzie
Q3 — hartowany w wodzie od 870°C trzy razy

początku rozrostu ziarna i na szybkość jego rozrastania się dla stali SAE 2212. Z wykresu widać, po pierwsze, że normalizowanie tej stali daje wyższą temperaturę początku rozrostu ziarna, niż hartowanie jej w wodzie. Jednakże przez hartowanie tej stali w wodzie otrzymuje się znacznie wolniejszy rozrost ziarna, niż przy jej normalizowaniu. Powtóre, trzykrotne stosowanie jednej i tej samej obróbki termicznej tej stali obniża temperaturę początku rozrostu ziarna — więcej przy hartowaniu w wodzie, mniej przy normalizowaniu.

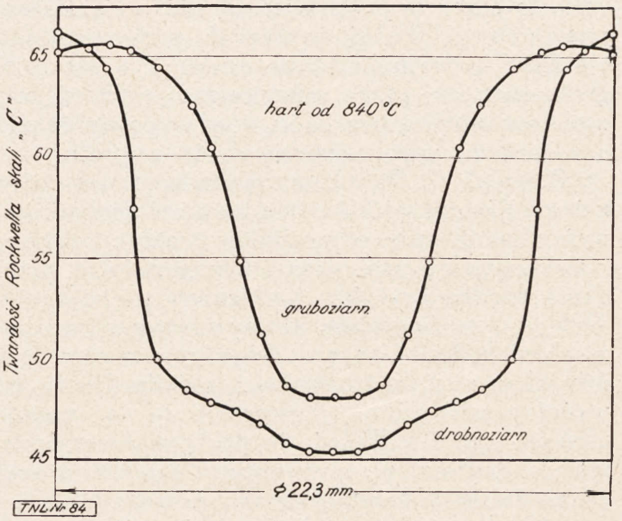


Rys. 4. Wpływ przeróbki plastycznej stali Cr—Ni na rozrost ziarna (temperatura kucia 1260°C).

Rys. 4 przedstawia wpływ stopnia przekucia stali chromoniklowej (C=0,33, Ni=1.17 Cr=0,59) na rozrost ziarna. Kęsy dostarczone miały wymiary 6×6 cali. Im większy zastosowano stopień przekucia (do wymiaru 4"×4", 2"×2" i t. d.) tem temperatura początku rozrostu ziarn okazała się niższą, przytem przy najsilniejszych stopniach przekucia (do wymiaru ½×½) rozrost ziarn przebiega szybko w pewnym zakresie



Rys. 5. Zestawienie mikrofotografji w/g. Mc. Quaid'a i Ehn'a normalizowanej od różnych temperatur stali SAE 1040, o pierwotnem grubem (z lewej strony) i drobnem (z prawej strony) ziarnie. Temperatury podano w stopniach Fahr. (większe liczby) i Celsjusza (mniejsze liczby).



Rys. 6. Wynik pomiarów twardości na przekroju dwu jednakowych zahartowanych prętów z tej samej stali ale o różnem ziarnie pierwotnem.

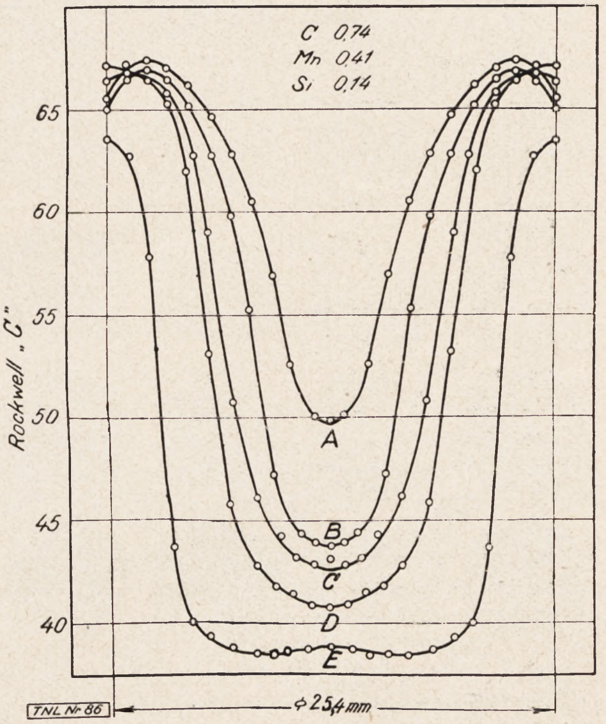
temperatur (950° do 1000°C); powyżej tej temperatury przebiega wolniej.

Mikrofotografja rys. 5, wykonana przez Philip'a Schane'a [8], przedstawia wpływ różnych temperatur normalizowania na rozrost ziarna stali SAE 1040 o pierwotnem drobnem i grubem ziarnie. Widać, że w stali o pierwotnem ziarnie grubem poczyna się rozrost ziarn od niższych temperatur normalizowania (już od 840°C), przytem, im wyższa temperatura normalizowania, tem grubsze uzyskuje się ziarno. Natomiast w stali o pierwotnem ziarnie bardzo drobnem normalizowanie dopiero od temperatury 1040°C powoduje rozrost ziarna i to w gwałtowny sposób. I właśnie dzięki takim własnościom stali powstała możliwość stosowania próby Mc. Quaid'a i Ehn'a do określania pierwotnej wielkości ziarna w stali, bowiem w temperaturze 920°C, w której tę próbę się wykonuje, gruboziarnista stal ma już ziarna rozrośnięte, podczas gdy stal o pierwotnem drobnem ziarnie jest jeszcze niezmieniona.

Wpływ wielkości ziarna na hartowność stali

Na podstawie badań R. L. Rolf'a [9], Davenport'a, Bain'a [3] i innych przytoczono poniżej kilka wykresów, obrazujących wpływ wielkości ziarna na hartowność stali.

Rys. 6 przedstawia wyniki pomiarów twardości zahartowanych dwu prętów z tej samej stali, przyczem jeden pręt posiadał (przed hartowaniem) grube, drugi zaś drobne ziarno pierwotne. Widać, że pręt o ziarnie pierwotnem grubem zahartował się znacznie głębiej, niż pręt o ziarnie pierwotnem drobnem. Sam rdzeń pręta przy stali o ziarnie pierwotnem grubem posiada twardość wyższą, niż w pręcie o ziarnie pierwotnem drobnem.



Rys. 7. Wyniki pomiarów twardości na przekroju kilku prętów z tej samej stali, normalizowanych od różnych temperatur.

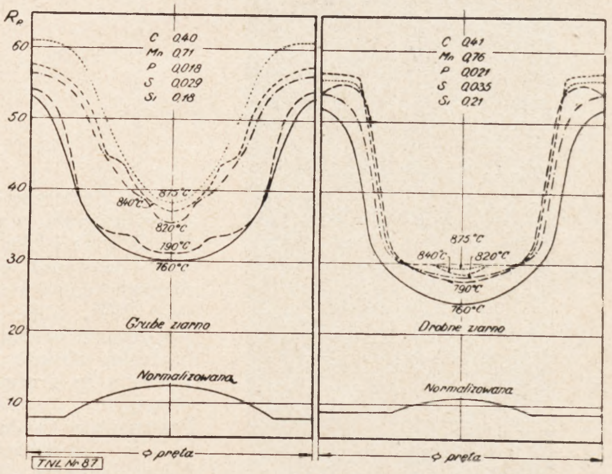
	A	B	C	D	E
Normalizowano od temp. °C:	980	925	855	785	745
Średnia klasa ziarna:	2	3	3,5	4	5

Rys. 7 przedstawia wynik podobnych badań na prętach ze stali o składzie: C=0.74, Mn=0,41 Si=0,14, normalizowanych od różnych tempe-

ratur, a przez to posiadających różną ziarnistość rzeczywistą. Widać, że pręt A, normalizowany od 980°C o średniej klasie ziarna 2, a zatem b. gruboziarnisty, przez zahartowanie uzyskał najmniejszą różnicę twardości między powierzchnią a rdzeniem, czyli zahartował się najgłębiej.

Pręty B, C, D, i E, normalizowane od coraz niższych temperatur i coraz bardziej drobnoziarniste, hartują się odpowiednio coraz płyciej i wykazują kolejno coraz większe różnice twardości między brzegiem i rdzeniem pręta.

Rys. 8 zestawiający złomy prętów z tych samych stali, które są przedstawione na rys. 5, o dwojakim stopniu ziarnistości, potwierdza to, co wyżej powiedziano. Fotografje te są uzupełnieniem rys. 5. Widać, że pręty o pierwotnem ziarnie grubem, po normalizacji jeszcze więcej gruboziarniste, hartują się na wskroś, dając jednolity obraz złomu. Natomiast pręty o pierwotnem ziarnie drobnem i zachowujące, jak to już omówiono, drobnoziarnistą strukturę przy



Rys. 9. Wyniki pomiarów twardości prętów o różnem ziarnie pierwotnem, normalizowanych od różnych temperatur i następnie hartowanych.



grube drobne grube drobne

Rys. 8. Zestawienie złomów próbek stali SAE 1040 o pierwotnem grubem i drobnem ziarnie, normalizowanych od różnych temperatur (uzupełnienie rys. 5). Temperatury podano w stopniach Fahr. (większe liczby) i Cels. (mniejsze liczby).

normalizowaniu do temperatury 1040°C przez zahartowanie, dają złomy dwojakiego rodzaju: 1) normalizowane do temp. 1040°C t. zn. drobnoziarniste wykazują na złomie tylko brzegi zahartowane, podczas gdy środek niezahartowany pozostaje miękki i daje charakterystyczny złom haczykowaty; 2) próbki normalizowane w temperaturach powyżej 1020°C, w których nastąpił już rozrost ziarna, hartują się na wskroś i dają złom jednolity.

Uzupełnieniem rys. 5 i 8 są wykresy rys. 9, przedstawiające wyniki pomiarów twardości w sposób jak wyżej normalizowanych od różnych temperatur prętów i następnie hartowanych. Widać, że normalizowane pręty o pierwotnem ziarnie grubem wykazują znacznie mniejsze różnice twardości pomiędzy brzegiem i rdzeniem pręta, niż pręty o ziarnie drobnem, hartujące się wskutek tego tylko powierzchownie.

Należy zatem wyciągnąć ogólny wniosek, że gruboziarniste stale hartują się lepiej i głębiej, niż stale drobnoziarniste.

Wpływ wielkości ziarna na deformacje i powstawanie pęknięć

Badania E. W. Davenport'a, E. L. Roffa i E. C. Bain'a [10] nad mikroskopowemi pęknięciami w stalach hartowanych, wykazują, że stale gruboziarniste są bardziej skłonne do tworzenia pęknięć, niż stale drobnoziarniste.

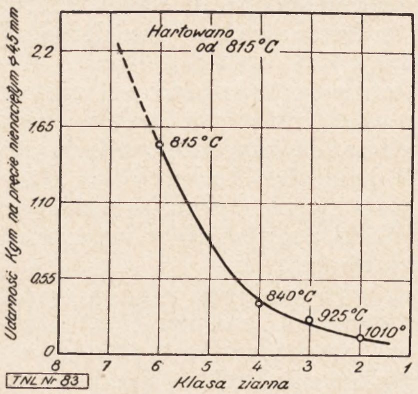
W-g badań Mc. Quaid'a stale o grubem ziarnie chętnie tworzą pęknięcia podczas szlifowania.

Jeżeli chodzi o deformacje hartowanych części, to trzeba zaznaczyć, że gruboziarnistość stali powoduje skłonność do odkształceń podczas hartowania. Dlatego, jeżeli chcemy aby dana część podczas hartowania nie uległa deformacji, należy ją wykonać ze stali możliwie drobnoziarnistej.

Wpływ wielkości ziarna na własności mechaniczne stali

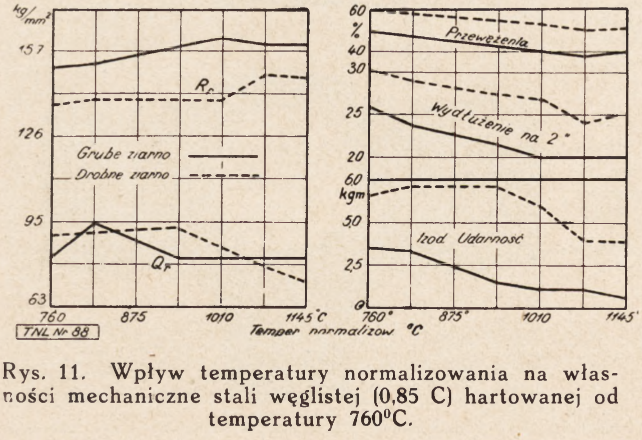
Zagadnienie to interesowało wielu badaczy; naogół zgodnie podkreślają wszyscy wybitne różnice wartości udarności między stalami o grubem ziarnie i stalami o drobnem ziarnie.

R. L. Rolf [9], badając wpływ ziarnistości stali o składzie C=0.4, Mn=0.7, Si=0.2 na jej własności mechanicznie doszedł do wniosku, że udarność stali drobnoziarnistej znacznie przewyższa udarność stali o grubszem ziarnie. Do tego samego wniosku doszedł E. C. Bain [3], badając wpływ temperatury normalizowania na udarność prętów stalowych. Wynikiem badań Bain'a jest wniosek, że im w wyższej temperaturze stal normalizować (a zatem im grubsze ona ma ziarno), tem udarność jej jest mniejsza. (Rys. 10).



Rys. 10. Zależność udarności prętów o średn. 4,5 mm stalowych nienaciętych od wielkości ziarna po hartowaniu od 815°C. Próbki przed hartowaniem były normalizowane od różnych temperatur.

Badania Philip'a Schane'a [8] nad zmianami własności mechanicznych stali w zależności od temperatury normalizowania wykazały, że stale gruboziarniste posiadają naogół wyższą wytrzymałość na zerwanie, niż stale drobnoziarniste, przytem wytrzymałość ta jest tem wyższa, im grubsze ziarna posiada stal; natomiast ciągliwość ze wzrostem ziarna maleje (Patrz rys. 10 i 11).



Rys. 11. Wpływ temperatury normalizowania na własności mechaniczne stali węglistej (0,85 C) hartowanej od temperatury 760°C.

Badania White'a i Clark'a [4] nad wpływem wielkości ziarna na własności wytrzymałościowe stali w podwyższonych temperaturach wykazały, że stale gruboziarniste zachowują się naogół lepiej, wykazując lepsze własności mechaniczne; autorzy ci mieli jednak szereg wyjątków od tej reguły. Ciekawym jest fakt, że u stali drobnoziarnistych autorzy ci zaobserwowali wyższe wartości granicy pełzania w temperaturach poniżej temperatury rekrystalizacji, niż u stali o bardziej grubym ziarnie. W temperaturach powyżej temperatury rekrystalizacji wręcz przeciwnie, stale gruboziarniste wykazały większy opór na pełzanie, niż stale o ziarnie drobniejszem.

Reasumując, należy stwierdzić, że budowa drobnoziarnista stali wybitnie polepsza udarność i ciągliwość stali. Wpływ jej na inne własności mechaniczne jest mniej wyraźny.

Wpływ wielkości ziarna na nawęglanie stali

Badania O. W. Mc. Mullan'a [17] nad własnościami warstwy nacementowanej węglem w stalach stopowych wykazują, że warstwa nawęglona przy gruboziarnistej strukturze zawiera więcej austenitu, niż ta sama warstwa w tejże stali o ziarnie drobniejszem. Jeżeli chodzi o głębokość cementowania, to stale drobnoziarniste cementują się na mniejszą głębokość.

Stałe drobnoziarniste nacementowane, zdaniem Mc. Quaid'a [11] po ukończonej cementacji można hartować wprost ze skrzynki bez obawy utworzenia pęknięć. Pozatem, o ile przy stalach gruboziarnistych nawęglonych należy stosować hartowanie podwójne, o tyle przy stali drobnoziarnistej w zupełności wystarczy hartowanie pojedyńcze.

Wpływ wielkości ziarna na obrabialność w stalach kutych

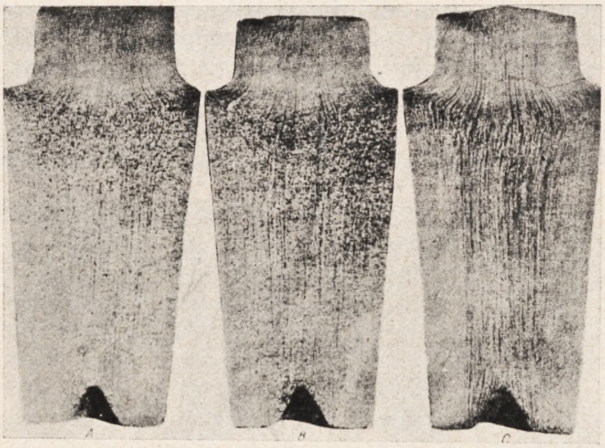
Obróbka mechaniczna kutych surówek stalowych sprawia często trudności, nawet gdy twardość ich nie jest wysoka. Według ostatnich badań, obrabialność stali kutych zależy od sposobu kucia i od wielkości ziarna.

O obrabialności danej surówki kutej można wnioskować z przebiegu i charakteru włókien, uwidocznionych przez głębokie trawienie przekroju danej surówki kutej. Włókna powinny być gęste, nie poszarpane. Taki układ włókien zapewnia najłatwiejszą obrabialność; powierzchnia obrobiona jest gładka i niepozarywana. [13].

Gęste ułożenie włókien otrzymuje się przy większych stopniach przekucia. Równomierność i nieposzarpanie włókien zależy od wielkości ziarna. Przy ziarnie grubszem uzyskuje się łatwiej przez kucie prawidłowy, odpowiadający postawionym wymaganiom, przebieg włókien. Włókna powstałe z przekucia stali gruboziarni-

stej mają większą wytrzymałość. Stale gruboziarniste jednak podczas kucia wypełniają gorzej formy, a to wskutek mniejszej plastyczności na gorąco, w porównaniu ze stalą drobnoziarnistą. [11, 15].

Prawidłową i łatwoobrabialną strukturę surówek kutych możemy otrzymać albo przez zastosowanie stali o kontrolowanem grubem ziarnie pierwotnem, lub, o ile stal jest już drobnoziarnista, przed odpowiednią obróbkę termiczną w wyższych temperaturach przed lub po kuciu, celem otrzymania określonej gruboziarnistej struktury. Ilustrują to niżej zamieszczone fotografje wg Sanders'a i Fred'a. [13, 15].



Rys. 12. Wpływ wielkości ziarna pierwotnego na przebieg włókien w surówkach przekutych.

A — klasa ziarna Nr. 7
B — „ „ „ 6
C — „ „ „ 4

Fotografja rys. 12 przedstawia przebieg włókien próbek kutych z tej samej stali, lecz posiadającej różne ziarno pierwotne. Wszystkie próbki kuto w tych samych warunkach. Widać, że próbka C o pierwotnem ziarnie najgrubszem ma najrówniejszy przebieg włókien.

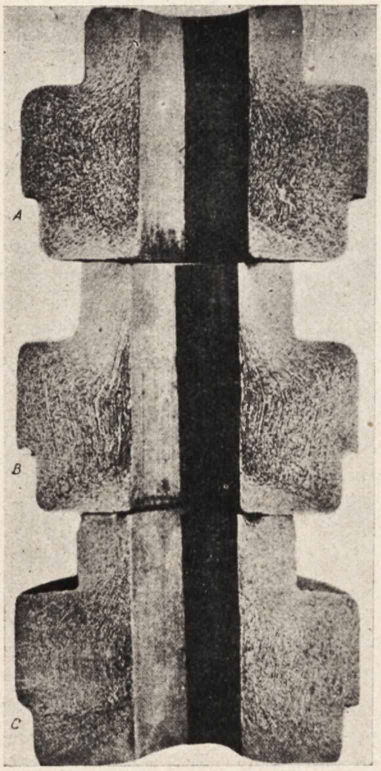
Fotografja rys. 13 okazuje wpływ pojedyńczego i podwójnego wyżarzania przed kuciem na układ i charakter włókien, uzyskanych podczas kucia. Próbka C, posiadająca największą rzeczywistą wielkość ziaren wskutek podwójnego wyżarzenia przed kuciem, wykazuje najrównomierniejszy i łagodny przebieg włókien.

W obu wypadkach próbki „C" obrabiały się najlepiej.

Potwierdzeniem tych badań jest fotografja rys. 14, wykonana w P. Z. L. — Wytwórni Silników. Przedstawia ona obraz przebiegu włókien surówek prowadnicy popychacza, wykonanych ze stali chromoniklowej SAE 3330, jedna — (górna) w hucie krajowej, a druga — z huty angielskiej.

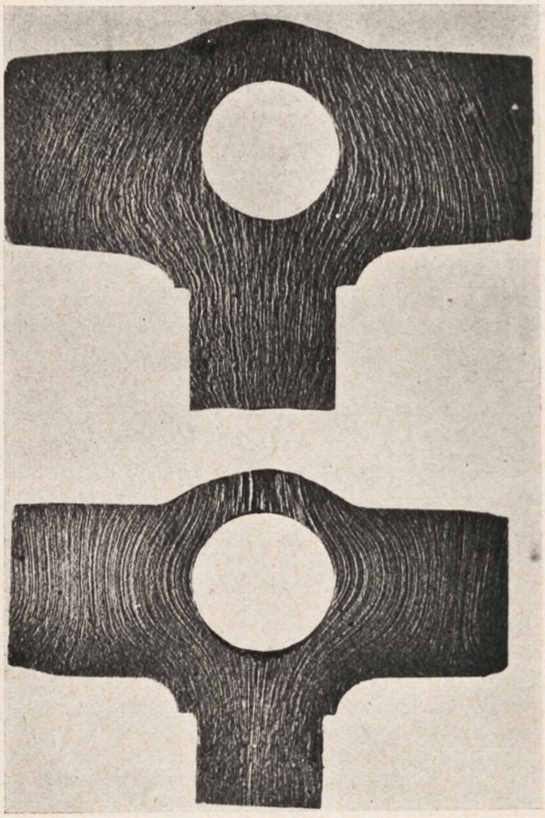
Obrabianie surówki krajowej nastręczało pewne trudności, zwłaszcza przy wierceniu otworów, pomimo, że twardość ich była stosunkowo niska (28 jednostek Rockwell'a w stali C). Próba wielkości ziarna wykazała gruboziarnistą budowę surówki angielskiej, w przeciwieństwie do surówki krajowej.

W surówce krajowej włókna są poszarpane i nierównomierne, przeciwnie niż przy surówce angielskiej; spowodowało to różnice w obrabialności, zgodnie z badaniami Sanders'a.



Rys. 13 (z lewej strony). Wpływ wielkości ziarna rzeczywistego na przebieg i gęstość włókien surówek kutych.

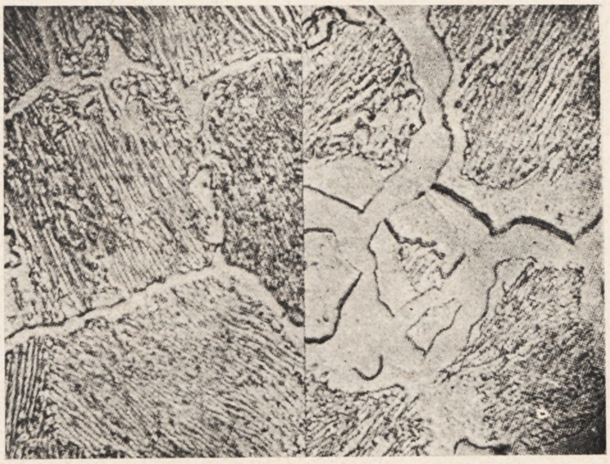
A — surówka odlana i przekuta
B — surówka wyżarzona 1 godz. w 900°C i przekuta
C — surówka wyżarzona 1 godz. w 900°C, powtórnie żarzona 1 godz. w 955°C i przekuta.



Rys. 14 (z prawej strony). Przebieg włókien w surówkach prowadnicy popychacza ze stali SAE S3330 krajowej (u góry) i angielskiej (u dołu).

Wpływ wielkości ziarna na anormalność stali

Metalurgom, pracującym w hartowni, znane są wypadki nienormalnego hartowania się stali (miękkie plamy lub zapłytkie nierównomierne zahartowanie), cementowania, lub innych podobnych operacji. O ile operacje te były właściwie wykonane, zjawisko to może być spowodowane anormalnością stali [11], której przyczyn dokładnie jeszcze nie znamy. Szereg badań wykazuje [16], że anormalność stali zależy od warunków wytopu stali, specjalnie od ilości tlenu, zawartego w stali tuż przed spustem jej z pieca. Mikrobudowa takiej stali (rys. 15) przedstawia wolny ferryt obok siatki cementytu zamiast normalnej budowy perlitycznej, co zwłaszcza widać po próbie Mc. Quaid'a i Ehn'a. Mikrofotografja z prawej strony przedstawia budowę anormalną, pasma cementytu otoczone polem czystego ferrytu; mikrofotografja z lewej strony natomiast przedstawia normalną siatkę cementytu z perlitem.



Rys. 15. Mikrobudowy drobnoziarnistej stali normalnej (z lewej strony) i anormalnej (z prawej strony) po próbie Mc. Quaid'a i Ehn'a.

Według Mc. Quaid'a [11] zjawisko anormalności stali związane jest przeważnie z budową drobnoziarnistą stali; stale o ziarnie drobniejszem wykazują większą skłonność do anormalności, niż stale gruboziarniste.

Jaką wielkość ziarna wybrać?

Celem wyciągnięcia ostatecznych wniosków jaką wielkość ziarna w danym wypadku wybrać, zestawiono poniżej sumarycznie omówione własności stali grubo i drobno - ziarnistych.

Własności stali grubo- i drobnoziarnistych

Własność stali	Stal gruboziarnista	Stal drobnoziarnista
Temperatura rozrostu ziaren	niska	wysoka
Głębokość hartowania	głęboka	płytka
Ilość austenitu w warstwie nawęglonej	większa	mniejsza
Skłonność do pęknięć hart. i szlif.	większa	mniejsza
Odporność na deformacje	mniejsza	większa
Wytrzym. na rozerwanie	nieco wyższa	nieco niższa
Odporność na uderzenia i ciągliwość	mniejsza	większa
Charakterystyka wytrzymałości w podwyższonych temperaturach	naogół wyższa	naogół niższa
Granica pełzania	niższa w temperaturach poniżej temperatury rekrystalizacji	wyższa w temperaturach poniżej temperatury rekrystalizacji
Obrabialność	lepsza	gorsza
Plastyczność przy kuciu na gorąco	mniejsza	większa
Wytrzymałość włókien	większa	mniejsza
Skłonność do anormalności	mniejsza	większa

Mc. Quaid [11] dla celów przemysłu automobilowego proponuje następującą tabelę zastosowania stali w zależności od wielkości jej ziarna. (Ponieważ charakter pracy silnika samochodowego jest pod pewnemi względami zbliżony do pracy silnika lotniczego, tabela ta może służyć zupełnie dobrze dla stali stosowanych w silniku lotniczym).

Tabela Mc. Quaid'a

Gatunek stali	Ziarno	Zastosowanie	Uwagi.
Niskowęglista nieulepszona termicznie SAE 1112 1010 1020 i t. d. S 1315	Grube	Dla części łatwo obrabialnych i dobrze przeciągających się.	Gruboziarnista stal daje włókna o większej wytrzymałości i łatwiej się obrabia.
	Drobne	Na części pracujące na uderzenia lub częste przeciążenia.	Drobna budowa celem zwiększenia udarności.
Węgliste ulepszone termicznie SAE 1025 1035 1040 1050 i t. p.	Grube	Na części hartowane w oleju, o dużej twardości Brinella, na ciężkie części, jak np. wielkie osie przednie.	Grube ziarna dla zwiększenia głębokości hartowania, co ważnem jest specjalnie dla dużych przekroi ze stali niskowęglistej.
	Średnie	Na osie przednie samochodów osobowych.	Nieco głębsze hartowanie i zmniejszona możliwość tworzenia pęknięć
	Drobne	Na części płytko hartowane.	Przy małych częściach płytko hartowanych uzyskuje się lepszą udarność, mniejsze pękanie i deformacje.
Węgliste do nawęglania SAE 1010 1020 S 1315	Grube	Na części o wymaganej dobrej obrabialności i hartowności. Na koła zębate, części dyferencjału, części hamulca, sworznie tłokowe, wałki rozrządu i t. p. można stosować i drobne ziarna, co jest zalecane.	Dla uniknięcia możliwości miękkich plam po hartowaniu. Jeżeli jednak bardziej zależy na nieodkształcaniu się, stosować stal drobno-ziarnistą. Na sworznie tłokowe, celem polepszenia udarności i zmniejszenia pęknięć lepiej stal drobnoziarnistą.
	Drobne	Na części wymagające minimum deformacji przy cementowaniu.	Na podkładki, wymagające minimum deformacji.
Wysokowęgliste SAE 1060 1095 i t. d.	Grube i średnie	Na części hartowane w oleju. Zderzaki samochodów.	
	Drobne	Na części, w których należy unikać naprężeń skupionych, na płaskie sprężyny, sprężyny zaworowe, resory i t. p.	Ponieważ defekty powierzchniowe, pochodzące z walcowania, skupiają w sobie naprężenia, drobnoziarnista budowa, jako dająca mniej tych defektów, a tem samem zmniejszająca tendencję do lokalizowania naprężeń, jest zalecana na sprężyny.
Węgliste z podwyższoną zawartością Mn i S lub bez siarki SAE 1340 1360 i t. d.	Drobne	Na części więcej odpowiedzialne, zależnie od analizy, sposobu studzenia i t. d. Przeważnie nie specyfikowane.	
Niskowęgliste niskostopowe do nawęglania SAE 2015 2115 i t. d.	Grube	Na duże części konstrukcyjne.	Grube ziarno dla głębszego nawęglania i lepszej obrabialności
Chromoniklowo-wanadowa CNV i t. d.	Drobne	Na koła zębate. Przy ziarnach zbyt drobnych obawa miękkich plam wskutek anormalności. Na części hartowane wprost ze skrzynki cementacyjnej.	Przy hartowaniu ze skrzynki mniejsza obawa pęknięć i deformacyj w porównaniu z budową gruboziarnistą

Tabela Mc. Quaid'a (dokończenie)

Gatunek stali	Ziarno	Zastosowanie	Uwagi
Niskowęgliste, średniostopowe SAE 3115 6115 4615 2315 i t. d.	Grube	Na wielkie konstrukcje o dużych przekrojach dla uzyskania dużej wytrzymałości rdzenia. Na części łatwiej obrabialne (np. na automaty) bez uwagi na deformacje.	Dla głębokiego hartowania i zahartowania rdzenia. Można zastąpić stal gruboziarnistą stalą drobnoziarnistą, ale uprzednio znormalizowaną, celem rozrostu ziarn.
	Drobne	Na koła zębate, łożyska i części hartowane wprost ze skrzynki.	
Niskowęgliste wysokostopowe do nawęglania o zawartości 3.5% Ni SAE 2512 3300 3400 Molibdenowa i t. d.	Drobne	Na odpowiedzialne części i wysoko obciążone, do nawęglania. Stosować zawsze drobne ziarno	Drobne ziarno głównie dla zmniejszenia deformacji, obawy pęknięć hart. i szlifierskich, celem powiększenia udarności, uniknięcia nadmiaru austenitu w warstwie nawęglanej; wszystko kosztem gorszej obrabialności, którą można polepszyć tylko przez normalizowanie przed hartowaniem.
Średniowęgliste, średniostopowe. SAE 3130—3140 4130—4140 5130—5140—5150 6130—6140—6150	Grube i średnie	Na większe części o dużym przekroju, gdzie konieczne głębokie hartowanie	
	Drobne	Na wszystkie części o wymaganej dużej ciągliwości i udarności, np. osie samochodów, koła zębate (hartowane w oleju), korbowody i t. p.	
Średniowęgliste, wysokostopowe SAE 3240 3330—3340 3335 3440 Chromoniklowo-molibdenowe.	Drobne	Na bardzo obciążone części, jak: osie, koła zębate, sworznie i t. p. stosować zawsze tylko drobne ziarno	Jak niskowęgliste wysokostopowe

Zakończenie

Zebrane dane z literatury i własnej praktyki mają dać czytelnikowi podstawę do zwrócenia uwagi na czynnik wielkości ziarna — wpływ jego na własności stali i sposób jego kontroli. Zagadnienia nie wyczerpano całkowicie, na co nie pozwalają ramy tego artykułu. Poszczególne zagadnienia wymagają dokładniejszego opracowania ze strony zainteresowanych, do czego pomocnym może być załączony wykaz literatury.

Aby w praktyce stosować materjały o kontrolowanej wielkości ziarna, potrzeba, aby: z jednej strony przetwórcy ustalili wymagania, jakie wielkości ziarna należy w danej stali żądać i jaką do niej stosować wstępną obróbkę termiczną; z drugiej strony huty winny nastawić się na produkcję stali o kontrolowanej różnej wielkości ziarna.

Przeprowadzona w P. Z. L. Wytwórni Silników statystyka wielkości ziarna różnych stali konstrukcyjnych wykazała, że tylko około 10% stali posiada względnie drobnoziarnistą, często mieszaną budowę, i to w częściach, które raczej winny mieć strukturę gruboziarnistą, co może być przykładem, jak mało zwracano uwagi na to zagadnienie.

LITERATURA

[1] Supplement of American Society for Metals, 1933.

[2] National Metal Handbook, 1934 — str. 644.

[3] General Relations between Grain-Size and Hardenability and the Normality of Steel, przez E. S. Davenport'a i E. C. Bain'a. Trans. Amer. Society for Metals, 1934, str. 879.

[4] Influence of Grain-Size on the High Temperature Characteristics of Ferrous and Nonferrous Alloys; przez A. E. White'a i C. L. Clarke'a. Trans. Amer. Society for Metals, 1934 — str. 1069.

[5] Grain-Size Control of Open-Hearth Carbon Steels, przez S. Epstein'a, J. H. Nead'a i T. S. Washburn'a. Trans. Amer. Society for Metals, 1934 — str. 942.

[6] Aluminium Addition in Modern Commercial Steels, przez Mc. Quaid'a. Metall Progress XI, 1935 — str. 33.

[7] Grain-Size in Metals, with Special Reference to Grain Growth in Austenite, przez M. A. Grossmann'a. Trans. Amer. Society for Metals, 1934 — str. 861.

[8] Effects of Mc. Quaid-Ehn Grain-Size on the Structure and Properties of Steel, przez Philip'a Schane'a. Trans. Amer. Society for Metals, 1934 — str. 1038.

[9] Coarse and Fine-Grain Steels, przez R. L. Rolf'a. Heat Treating and Forging, 1934 — str. 271 i 331.

[10] Microscopics Cracks in Hardened Steel, Their Effects and Elimination, przez E. S. Davenport'a, E. L. Roffa i E. L. Bain'a. Trans. Amer. Society for Metals. 1934 — str. 289.

[11[Effect of Mc. Quaid-Ehn Grain-Size on Hardness and Toughness of Automotive Steels — przez H. W. Mc. Quaid'a. Trans. Amer. Society for Metals — 1934, str. 1077.

[12] On Grain-Size and Grain-Growth — przez M. A. Grossmann'a. Trans. Amer. Society for Steel Treating, 1933, str. 1079.

[13] Steels and Forgings for Greater Density, Machinability and Durability — przez F. W. Cederleaf'a i W. E. Sanders'a. Trans. of A. S. M. E. Machine Shop Practice, 1932 — Nr. 19, str. 127.

[14] Grain-Size in Relation to Machinability and Other Properties of Bessemer Screw-Steel — przez H. W. Graham'a. Trans. Americ. Society for Metals, 1934 —str. 926.

[15] The Effect of Mc. Quaid-Ehn Grain-Size of Steel in Forging, przez W. E. Sanders'a. Trans. A. S. for Metals, 1934 — str. 1051.

[16] O stalach anormalnych. Metaloznawstwo — prof. J. Feszczenko-Czopiwskiego. Część II, 1933 str. 271.

[17] Physical Properties of Case Hardened Steels przez O. W. Mc. Mullan'a. Trans. of Am. Society for Metals. 1935, str. 319.

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA DOTYCZĄCE PALIW I SMARÓW DO NOWOCZESNYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH [1])

Inż. JAN TUSZYŃSKI

Słowo „niektóre" użyte w tytule odczytu, najlepiej charakteryzuje sposób ujęcia tematu. Zajmę się więc niektóremi tylko sprawami, wiążącemi się z tym tak rozległym i niedostatecznie dziś znanym tematem, a ponadto omawiając je, poruszę je niewątpliwie w sposób niewyczerpujący. Winę tego mało ścisłego ujęcia ponosi szereg czynników, jak ograniczony czas na wygłoszenie odczytu, niedostateczne przygotowanie prelegenta, w zbyt małym stopniu niestety poparte własnemi doświadczeniami i badaniami, a przedewszystkiem dzisiejszy stan wiedzy, bezradnej wobec niektórych objawów paliwowo-olejowo-silnikowych.

Oddziaływanie czteroetylku ołowiu na silnik

Czteroetylek ołowiu, stanowiący niezbędny dodatek do nowoczesnych paliw lotniczych o wysokiej odporności na detonację, pociąga za sobą pewne niedogodności, jak to zresztą wiadomo od paru lat. Na specjalną uwagę zasługuje poświęcona tym sprawom praca przedstawiona przed dwoma laty na zebraniu Royal Aeronautical Society przez F. R. Banks'a[2]) oświetlająca w sposób niezwykle wyczerpujący całokształt zagadnień wiążących się z czteroetylkiem ołowiu. W chwili studjowania tej pracy nie miałem za sobą żadnych praktycznych doświadczeń ani obserwacji, dotyczących czteroetylku ołowiu, skutkiem czego bogaty materjał do rozmyślań i wniosków, jaki ona dawała, nie został przezemnie, a niewątpliwie i przez wielu innych czytelników z Polski należycie wyzyskany. Uwagi na temat czteroetylku ołowiu, które zamierzam przedstawić w dalszym ciągu, są wynikiem dwuletniego zżycia się z tematem, niedawnego wyjazdu do Anglji i Holandji i doświadczeń, które od niedawna poczęło gromadzić polskie lotnictwo.

Podobnie, jak wszystkie niemal zjawiska, zachodzące w silniku spalinowym, oddziaływanie czteroetylku ołowiu nie da się wyodrębnić od innych wpływów, istniejących niezależnie od rodzaju używanego paliwa. Można zaryzykować twierdzenie, że podstawowe przyczyny zaburzeń, następujących według ogólnego przekonania za sprawą czteroetylku ołowiu, leżą w samym silniku lotniczym i sposobie jego pracy. Przyczynami temi są: uciążliwość warunków, w jakich pracują najbardziej obciążone termicznie części silnika — zawory wydechowe, praca na zbyt ubogich mieszankach i odkształcenia cylindrów. Inaczej mówiąc, znajomość materjałów całkowicie niewrażliwych na wysokie temperatury, zapewnienie szybszego spalania przy pracy na ubogich mieszankach i stworzenie konstrukcji, nie odkształcającej się pod wpływem wysokich temperatur, usunęłyby całkowicie obawę przed szkodliwym wpływem czteroetylku ołowiu na silnik. W ten sposób dochodzimy do wniosku, że czteroetylek ołowiu jest pewnego rodzaju odczynnikiem, pozwalającym na przyśpieszone wykrywanie słabych stron silnika lotniczego.

Powyższe tłomaczenie wyjaśnia przyczyny szkodliwego oddziaływania czteroetylku ołowiu na silnik, w praktyce jednak wykrycie przyczyn a zwłaszcza usunięcie ich nie jest bynajmniej takie proste. Praca w tej dziedzinie jest niejednokrotnie zdana na błądzenie po omacku: badacz wiedzący, z jakiemi zjawiskami może mieć do czynienia, zakłada ich istnienie i usiłuje im zaradzić, starając się utrzymywać wszystkie inne wpływy bez zmiany, co mu się nie zawsze udaje. Może się zdarzyć, że pewne środki za-

[1]) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dnia 1.V. 1936 r.

[2]) Ethyl, Journal of the Royal Aeronautical Society, April 1934. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn.", Nr. 7, 8 i 9, marzec — maj. 1934 r.

radcze zapobiegną złemu, jednak rzeczą niewiadomą pozostanie nadal, dlaczego one okazały się pomocne i czy to rzeczywiście one pomogły czy też inny wtórny skutek, który wymknął się z pod uwagi badacza.

Trudno tu oczywiście wyszczególnić wszystkie możliwe wypadki praktyczne, które doprowadzą pod wpływem czteroetylku ołowiu do przepalania zaworów, podając dla każdego wypadku sposób usunięcia trudności. Dla zobrazowania komplikacji, na jakie napotykają badania tych rzeczy, omówię nieco bliżej sprawę odkształceń, zachodzących pod wpływem podwyższenia temperatur. Od odkształceń tych nie jest wolny żaden silnik, aczkolwiek silniki gwiazdowe, charakteryzujące się bardziej symetryczną budową cylindrów, są pod tym względem w korzystniejszem położeniu. Pod wpływem odkształceń oś stożka siedzenia zaworu przestaje się pokrywać z osią siedzenia gniazda zaworowego, wskutek czego na mniejszej lub większej części obwodu siedzenia tworzy się szczelina, umożliwiająca przepływ gazów nawet w czasie zamknięcia zaworu. Wskutek bardzo wysokiej temperatury gazów podczas spalania i początku rozprężania i wysokiej szybkości, spowodowanej małym przekrojem szczeliny następuje szybko wypalenie szpar, od czego do zniszczenia zaworów krok jeden tylko. Zniszczenie takie następuje oczywiście znacznie szybciej i niezawodniej w obecności czteroetylku ołowiu. Specjalista, powołany do usunięcia zła, będzie oczywiście starał się wpłynąć na konstruktora w kierunku stworzenia konstrukcji, niepodlegającej odkształceniom. Może to dać zbawienne wyniki, na co wskazuje porównanie między dzisiejszym i dawnym stanem budowy i wykonania silników samochodowych. Gorzej jest, jeśli defekt musi być usunięty bez podstawowych zmian konstrukcji silników. Pozostają wówczas dwa środki, mianowicie zmiana konstrukcji zaworu i zmiana warunków pracy silnika. Rozwiązanie pierwszej sprawy idzie w kierunku zbudowania zaworu bardziej elastycznego, przystosowującego się do odkształceń cylindra. Pod tym względem silniki lotnicze, posiadające zawory większe, są bardziej uprzywilejowane, aniżeli samochodowe. Najmniej wyjaśnioną sprawą jest znalezienie najkorzystniejszych warunków pracy silnika a przedewszystkiem odpowiednich temperatur. Prawdopodobnie dla każdego silnika istnieją pewne temperatury optymalne: zawory zbyt gorące stają się łatwiejszą zdobyczą czteroetylku ołowiu, zaś zbyt zimne zachowują nadmierną sztywność i nie potrafią się dostosować do gniazda w cylindrze. Znane są wypadki, gdy podwyższenie temperatur pracy silnika samochodowego eliminowało przepalanie zaworów. O ile wiem, dla silników lotniczych sytuacja taka nie była dotychczas napotkana, aczkolwiek nie jest wykluczone, że i one posiadają temperatury optymalne, przy których wpływ czteroetylku najmniej daje się odczuwać. Jeśli tak jest, to przypuszczam, że znaczna większość silników pracuje powyżej temperatury optymalnej, to znaczy, że podwyższenie temperatur pracy silnika lotniczego z reguły zwiększa niebezpieczeństwo przepalenia zaworów pod wpływem czteroetylku ołowiu.

Najracjonalniejszą metodą uodpornienia pewnego silnika przeciwko czteroetylkowi ołowiu byłoby znalezienie jego słabej strony (jak niezdolność do pracy na ubogich mieszankach, odkształcanie się cylindrów i in.) i usunięcie jej. Jak starałem się powyżej uzasadnić, takie postępowanie napotyka na duże trudności, a pozatem szybko postępująca technika nie zawsze ma czas na przeprowadzanie szczegółowych badań. W związku z tem konstruktor silników lotniczych wyrusza dziś do boju przeciwko czteroetylkowi ołowiu uzbrojony we wszystkie, dość skuteczne trzeba przyznać, narzędzia walki, w jakie go uzbroiła dzisiejsza technika. Być może, iż możnaby to uczynić taniej, jednak w każdym razie nie prędzej i nie lepiej. Dla zdania sobie sprawy, jakiego rodzaju są te narzędzia walki, zamierzam przedstawić, w jakiej kolejności trudności związane z wprowadzeniem czteroetylku ołowiu były opanowywane w Stanach Zjednoczonych i Anglji.

W Stanach, gdzie dawniej stosowano do zaworów stal chromokobaltową, napotykano jakoby na częste przepalanie zaworów jeszcze przed wprowadzeniem czteroetylku ołowiu, w związku z czem zjawisko to, spotęgowane niewątpliwie wskutek wprowadzenia czteroetylku, nie zwróciło narazie większej uwagi. Gorzej było natomiast z atakowaniem materjału zaworowego przez produkty kondensacji spalin podczas postoju silnika; nieodporna na te wpływy stal chromokobaltowa dopuszczała do rdzewienia zaworów (t. zw. korozja na zimno), wskutek czego zaczęły masowo występować wypadki więźnięcia zaworów w prowadnicach, a nawet zdarzało się wyłamywanie głownic podczas uruchomiania silnika wskutek uderzenia tłoka w otwarty i unieruchomiony zawór. W związku z tem amerykanie zwrócili narazie uwagę przedewszystkiem na sprawę korozji na zimno, opracowując różne kunsztowne mieszaniny, służące do pokrywania trzonków zaworów i ścianek cylindrów, i zapobiegając w ten sposób bezpośredniemu atakowi metalu przez produkty kondensacji spalin. Znacznie odporniejszą na opisane wpływy jest stal autenityczna, która za przykładem Anglji została wprowadzona jako materjał zaworowy również w Ameryce, eliminując w ten sposób kłopoty z korodowaniem trzonów. Po uporaniu się z korozją na zimno zabrali się amerykanie do sprawy przepalania, które zaczęło się dawać nadmiernie we znaki. W tym celu rozpoczęto w pewnym wypadku (silnik Wright Cyclone) stellitowanie zaworów, zachowując gniazda bronzowe, jednak i to nie pomogło. Ostatnim krokiem konstruktorów amerykańskich było wprowadzenie gniazd stalowych,

które wraz z zaworami ze stali austenitycznej z siedzieniami stellitowanemi zapobiegły złu.

Anglicy rozwiązali napotkane trudności w sposób identyczny z zastosowanym w Ameryce, jednak doszli do ostatecznego rozwiązania zupełnie inną drogą. Złożyły się na to zupełnie inne warunki lokalne. Jak już zaznaczono, materjał zaworów angielskich pozwolił na uniknięcie w tym kraju trudności z korozją na zimno; ponadto brak trudności z przepalaniem zaworów przed wprowadzeniem czteroetylku ołowiu, pozwolił na natychmiastowe stwierdzenie zła po wprowadzeniu tego środka. Usuwając zło, anglicy sięgnęli do jego głównego bodaj źródła, to znaczy do materjału gniazd, którym był, podobnie jak w Ameryce, bronz aluminjowy. Wprowadzenie gniazd stalowych dało znaczne polepszenie, jednak nie ostateczne, co można już stwierdzić na podstawie doświadczeń polskich. Jest rzeczą ciekawą, że jakkolwiek stellit został pierwszy raz zastosowany do zaworów silników (specjalne silniki do samochodów wyścigowych) w Ameryce, to myśl o stellitowaniu zaworów silników lotniczych rzucił anglik, wyżej wspomniany p. Banks. Dzięki temu wytworzył się dziwny stan rzeczy, że największe korzyści ze stellitowania zaworów silników lotniczych wyciągnął nie kraj pionierski pod tym względem, a Ameryka, posiadająca największe doświadczenie w dziedzinie produkcji stellitu (Haynes Stellite Co.) i lepiej opanowaną technikę stellitowania.

Reasumując, można dziś powiedzieć, że jedynie skutecznie zabezpieczają przed wpływem czteroetylku ołowiu zawory ze stali austenitycznej stellitowane, pracujące na gniazdach stalowych, stellitowanych lub nie. Celowość stellitowania gniazd zaworowych nie została dotychczas, o ile wiem, ostatecznie oceniona.

W dalszym ciągu przedstawię doświadczenia, zdobyte przy wprowadzaniu nowoczesnych silników lotniczych, wymagających paliwa z czteroetylkiem ołowiu, przez holenderskie linje lotnicze (K. L. M.). Pierwsze silniki Wright Cyclone, zastosowane na Douglasach, między innemi na egzemplarzu uczestniczącym w wyścigu Anglja — Australja, miały gniazda bronzowe i zawory bez powłoki stellitowej. W silnikach tych wypalanie zaworów następowało przeciętnie po 100 do 150 godzinach pracy silnika. W poważniejszych wypadkach zniszczeniu ulegały całe wycinki materjału na obwodzie zaworu. Wobec takiego stanu rzeczy wezwano specjalistę z Ameryki i wprowadzono następujące środki zabezpieczające:

1. Stellitowanie zaworów,
2. Stalowe gniazda zaworowe,
3. Wynosząca od ½ do ¾° różnica kątów między siedzeniem zaworu i gniazda, wskutek czego zawór w stanie zimnym przylega do siedzenia tylko na zewnętrznym obwodzie.
4. Wzbogacenie mieszanki przy większych mocach przez przyśpieszenie punktu otwarcia dyszy pełnej mocy gaźnika Stromberg.
5. Startowanie przy większej mocy silnika, dzięki czemu mimo większej mocy osiąga się intensywniejsze chłodzenie cylindrów mieszanką.
6. Wprowadzenie dwóch rodzajów paliw: jednego do startu i wznoszenia o liczbie oktanowej 87, drugiego do warunków przelotowych o liczbie oktanowej 80.

Obecnie zawory silników Cyclone nie dają w K. L. M. powodu do jakichkolwiek trudności i podlegają oględzinom jedynie przy remontach silników, przeprowadzanych co ok. 600 godzin. Zawory takie widziałem, stwierdzając, że zachowują po 600 godzinnej pracy rzeczywiście pierwszorzędny stan. Nosiły one ślad silniejszego przylegania na zewnętrznym obwodzie i wyraźne ślady szlifowania siedzenia.

Omówiony wypadek stanowi klasyczną ilustrację wyżej podanego twierdzenia, że najpewniejszym sposobem opanowania trudności, jakie powoduje czteroetylek ołowiu, jest zastosowanie wszystkich dostępnych sposobów usunięcia zła. W wypadku K. L. M. niepodobieństwem jest oczywiście powiedzieć, czy wszystkie wymienione zmiany były potrzebne i jak należy je uszeregować pod względem ważności. W każdym razie stanowią one dość kompletne wyszczególnienie narzędzi walki ze szkodliwem oddziaływaniem czteroetylku ołowiu na silnik.

Na zakończenie działu o czteroetylku ołowiu należy pokrótce omówić sprawę korozji na zimno. Jak zaznaczono, zagadnienie to nie istnieje już w stosunku do zaworów dzięki użyciu odpowiednich materjałów, we znaki daje się natomiast korozja górnej części gładzi cylindrów. Intensywność korozji bywa różna i nie zależy od czasu a raczej od specjalnych warunków atmosferycznych (wilgoć, wysokie temperatury). Korozja objawia się osadzaniem brunatnej rdzy i w poważniejszych wypadkach nagryzaniem materjału cylindrów. Sama rdza jako taka nie działa szkodliwie na pracę silnika i jest usuwana w pierwszych minutach jego pracy. Nie stwierdzono również, aby nagryzienie metalu pociągało za sobą jakieś wtórne niepożądane skutki. To wszystko dowodzi, że sprawa korozji na zimno nie wygląda bynajmniej tak poważnie, jak można było mniemać dawniej. Wystarczającym środkiem zapobiegawczym będzie prawdopodobnie w naszych warunkach przestrzeganie instrukcji firmy Bristol, nakazującej przed dłuższem unieruchomieniem silnika przekręcenie go na czystej benzynie i zastrzyknięcie do cylindrów czystego oleju. Magazynowane w ten sposób silniki Merkury VI, dostarczone dla lotnictwa belgijskiego, miały jakoby wykazać doskonały stan mimo, że nie były wcale pokręcane w czasie

magazynowania, trwającego przeszło pół roku. Na wypadek ujawnienia się trudności z korozją istnieje możność użycia całkowicie zapobiegającej jej mieszaniny o następującym składzie:

trójetanolamina	5 do 6%
normalny butanol	10 do 12%
stearynian glinu	10%
lard oil	reszta

Skład tej mieszaniny, zwanej EG-174 Anti Rust Compound, został opracowany przez firmę Ethyl Gasoline Corporation w Stanach Zjednoczonych. Można ją sprowadzić w stanie gotowym do użytku z firmy Park Chemical Company w Detroit, Mich., U. S. A. Mieszanina ta nabiera po wtryśnięciu do cylindra konsystencji galarety, pokrywającej zagrożone ścianki.

Paliwa o liczbie oktanowej 100

Z powyższego wynika, że czteroetylek ołowiu, będący niezbędnym składnikiem nowoczesnych paliw lotniczych o wysokiej odporności na detonację, pociąga za sobą liczne niedogodności i że dobrze byłoby obmyśleć sposób wyeliminowania tego środka. W dalszym ciągu zostanie wykazane, że mimo ogromnych postępów, dokonanych w Stanach Zjednoczonych w dziedzinie produkcji paliw o liczbie oktanowej 100, godzina zaniechania stosowania czteroetylku pozostaje daleka.

Konieczna dla rozwoju lotnictwa współpraca konstruktorów silników lotniczych z producentami paliw ukształtował się zagranicą w sposób bardzo szczęśliwy, będący w istocie rzeczy jedną z przyczyn rozwoju lotnictwa, obserwowanego w Ameryce. W myśl zasad racjonalnej współpracy producent paliwa powinien znacznie wyprzedzać wytwórcę silnika. Powinien on mieć opracowane i umieć wytwarzać paliwa typu znacznie doskonalszego, niż tego wymaga współczesny rozwój silników lotniczych, dając w ten sposób możność konstruktorowi opracowania silników, któreby w pełni wyzyskały możliwości, stwarzane przez nowe paliwo. Słowem, konstruktor silników nie może czekać na wytwórcę paliw. Okres czasu między wprowadzeniem nowego paliwa a szczytowym rozwojem silników, dostosowanych do tego paliwa, jest potrzebny przedewszystkiem wytwórcy silnika na opracowanie nowej konstrukcji, pozatem jednak okres ten jest również niezbędny dla producenta paliwa dla udoskonalenia metod produkcji, zwiększenia wydajności nowego produktu, obniżenia jego ceny, dla nadania jednem słowem nowemu paliwu wartości praktycznej. Taki rozwój wypadków był obserwowany w związku z paliwem o liczbie oktanowej 87. Ukazało się ono przeszło cztery lata temu, a jednak teraz jeszcze obserwujemy postępy w budowie silników na to paliwo.

Zdając sobie sprawę z tego, że możliwości, jakie daje liczba oktanowa 87, zostały już całkowicie wyczerpane, wytwórcy paliw w Ameryce opracowali metodę produkcji paliw o liczbie oktanowej 100. Jako paliwo takie wchodzi przedewszystkiem w rachubę techniczny izooktan, którego produkcja została rozpoczęta w Ameryce w początku 1934 r. Opiera się ona na polimeryzacji butylenu lub butanu na dwuizobutylen i na uwodornieniu tego ostatniego na izooktan. Jest on wytwarzany przez koncerny Shell i Standard, przyczem cena jego za litr wynosi około 70 gr. w Ameryce i 1,70 zł. w Anglji (pochodzenia amerykańskiego). Ze względu na nieodpowiednią lotność i stosunkowo wysoką cenę izooktanu nie jest on używany w stanie czystym, ale po zmieszaniu z dobrą benzyną lotniczą i z czteroetylkiem ołowiu, który kompensuje spadek liczby oktanowej, spowodowany wprowadzeniem benzyny. W ten sposób powstał typ nowoczesnego paliwa lotniczego o liczbie oktanowej 100. Dokładny skład jego pozostaje tajemnicą firm, wiadomo tylko, że zawiera ono około 60% dobrej benzyny lotniczej o liczbie oktanowej ok. 73, około 40% izooktanu, i czteroetylek ołowiu w ilości zbliżonej do 0,8 cm^3 na litr. Liczba oktanowa nowego paliwa zależy od metody oznaczenia. Badanie według metody amerykańskiego lotnictwa wojskowego, oznaczonej Y-3557-G, daje liczbę oktanową 100, podczas gdy oznaczenie liczby oktanowej według C. F. R. Motor Method (przyjętej również w Polsce), daje wynik o parę jednostek (3 do 5) niższy. Jak widać, nie da się uniknąć stosowania czteroetylku ołowiu do nowych paliw, zaś możliwość taka może powstać najwyżej w stosunku do paliw o liczbie oktanowej niższej, naprzykład 80; możliwości istniejące w tym kierunku, nie zostały dotychczas wyzyskane i nie wiadomo, czy okaże się to opłacalne.

Paliwo nowego typu zostało również wprowadzone na rynek w Anglji. Cena jego za litr wynosi 38 gr. w Ameryce i 1,16 zł. w Anglji. Doświadczenia z nowem paliwem ograniczyły się dotychczas wyłącznie do silników budowanych na paliwo o liczbie oktanowej 87 i polegały przeważnie na badaniu pracy tych silników przy podwyższonych ciśnieniach ładowania, niedopuszczalnych przy paliwach poprzedniego typu, i przy bardzo ubogich mieszankach. Wynikiem niewątpliwie stwierdzonym jest możność pracy silników lotniczych na paliwie o liczbie oktanowej 100 na znacznie wyższych ciśnieniach efektywnych, sięgających 14 kg/cm^2 i, co jest bodaj jeszcze ciekawsze, przy minimalnych jednostkowych zużyciach paliwa. Wspomnę tutaj o próbie, przeprowadzonej przez Wright Aeronautical Corporation na silniku Wright Cyclone R-1820-G ze sprężarką o przekładni 5,9 : 1 przy 1800 obr/min. i 450 KM. Podczas próby

otwarcie przepustnicy i ciśnienie ładowania pozostawały niezmienione; to ostatnie było równe 610 mm Hg; silnik był zaopatrzony w specjalne tłoki, dające stopień sprężania 7,85 : 1. W miarę zubożania mieszanki uzyskano przy podanej mocy minimalne zużycie paliwa, wynoszące 158 gr. na KMgodz. Analogiczne próby przeprowadzono również przy większych otwarciach przepustnicy, uzyskując stopniowo wyższe wartości minimalnych zużyć dla każdego otwarcia. Przy największej mocy 820 KM, uzyskanej przy ciśnieniu ładowania 874 mm Hg minimalne zużycie paliwa wyniosło 220 gr/KMgodz, co również stanowi wynik godny uwagi[1]).

Przechodząc do przewidywań, dotyczących przyszłego rozwoju silników lotniczych, ściśle, jak się wydaje związanego z wprowadzeniem nowego paliwa, dobrze będzie powołać się na autorytet Ricarda, który ujął te rzeczy w niedawno wygłoszonym odczycie[2]). Opinję jego najlepiej podać pod postacią dwóch tez. Pierwsza głosi, że podwyższanie stopnia sprężania powyżej 7 staje się nieopłacalne, gdyż w tej okolicy krzywa zależności sprawności teoretycznej cyklu Otto od stopnia sprężania ma przebieg tak płaski, że dalsze zyski na sprawności i zużyciu paliwa, spowodowane powiększeniem stopnia sprężania stają się nieopłacalne, gdyż muszą być okupione wzmocnieniem części, które muszą przenieść większe ciśnienia, będące konsekwencją podwyższenia stopnia sprężania. Według drugiej tezy Ricarda wraz z podwyższaniem ciśnienia ładowania, umożliwionem dzięki wysokiej odporności paliwa na detonację, rosną bardzo ciśnienia gazów wydechowych, a wraz z niemi straty, uchodzące z wydechem. Wyciągając z tego wnioski, Ricardo stwierdza, że silniki na liczbę oktanową 100 nie będą miały wyższego stopnia sprężania, niż obecne, i że będą musiały być zaopatrzone w turbinę na gazy wydechowe, wyzyskującą ich energję. Jeśli wziąć jeszcze pod uwagę zdanie tegoż autora, że silniki te będą zasilane przy pomocy pompek i wtryskiwaczy, które zastąpią gaźnik, to należy dojść do wniosku, że stoimy nietylko w obliczu zasadniczych zmian w dziedzinie paliw, ale i małego przewrotu w budowie silników.

Mojem zdaniem, opinja Ricarda, aczkolwiek niewątpliwie bardzo logiczna i na daleką metę słuszna, jest być może nieco krańcowa. Sądzę, iż pierwsze silniki na paliwo o liczbie oktanowej 100 nie będą zasadniczo odbiegały od silników współczesnych, to znaczy, że będą zasilane przy pomocy gaźników i że nadal spaliny będą uchodziły z cylindra niewykorzystane. Nie sądzę natomiast, aby dalsze podwyższanie stopnia sprężania nie miało dać korzyści, o czem świadczy naprzykład wyżej przytoczone rewelacyjne zużycie poniżej 160 gr na KMgodz, uzyskane na silniku o stopniu sprężania 7,85 : 1, a więc powyżej granicy, nakreślonej przez Ricardo. Stanowisko swoje postaram się uzasadnić.

O silnie ugruntowanem stanowisku gaźnika nie powinienem właściwie mówić, gdyż nie wchodzi to w ramy niniejszego odczytu. Zaznaczę tylko, że nowoczesne gaźniki doszły do takiej doskonałości i że jesteśmy świadkami tak wybitnych udoskonaleń w dziedzinie samoczynnego sterowania silnika za pośrednictwem gaźnika, że wydaje się mało prawdopodobne, aby wytwórnie tych przyrządów miały bez walki odstąpić od swojego stanu posiadania, przekreślając swój tak poważny, musimy przyznać, dorobek.

Stanowisko Ricarda w sprawie stopnia sprężania nie bierze pod uwagę jednej wtórnej korzyści przy podwyższaniu sprężania. Wyższe stopnie sprężania nie tylko dają podwyższoną sprawność teoretyczną, ale i podwyższają szybkość spalania mieszanki, dzięki czemu powstaje możność spalania mieszanek ubogich, na których silnik nie mógłby pracować przy niższej kompresji. Jeśli naprzykład przyjąć, że średnie jednostkowe zużycie paliwa przy stopniu sprężania 5 : 1 wynosiło 240 gr/KMgodz, to podwyższenie stopnia sprężania do 8 : 1 pozwoli według teorji na obniżenie zużycia jednostkowego tylko do 200 gr/KMgodz; w przeciwieństwie do tego praktyka wskazuje na możność osiągnięcia przy tym stopniu sprężania zużyć jeżeli nie o wyżej podanej wielkości 160 gr/KMgodz, to przynajmniej 180 grKMgodz. Niewątpliwie część nadmiaru tego zysku należy przypisać udoskonalonej konstrukcji cylindra, pozwalającej na lepsze chłodzenie i na obniżenie dzięki temu zużycia. Oczywiście, że nie skoczymy odrazu na stopnie sprężania powyżej 10, ale w każdym razie granica 7, wyznaczona przez Ricardo, wydaje mi się nieco za niska.

Kwestja wyzyskania energji, zawartej w spalinach, w turbinie napędzającej sprężarkę, jest niewątpliwie bardzo ważna i nabierze większego jeszcze znaczenia dla silników, pracujących przy wysokich ciśnieniach ładowania, umożliwionych dzięki podwyższeniu liczby oktanowej paliwa. Mimo, że od dawna pociągała ona konstruktorów, nie wiadomo mi o nowszych zastosowaniach tego rodzaju napędu sprężarki, prawdopodobnie ze względu na niepokonane dotychczas trudności materjałowe. W przeciwieństwie do tego są w toku prace nad udoskonaleniem sprężarek odśrodkowych o napędzie mechanicznym, polegające na wprowadzeniu zmiennej przekładni (nowe silniki Wright Cyclone, Pegaz XVIII). Dzięki wprowadzeniu zmiennych przekładni traci na

[1]) Air-Cooled Radial Aircraft Engine Performance Possibilities, Raymond W. Young, S. A. E. Journal, June 1936, str. 234 — 256.

[2]) Wpływ paliwa na rozwój silników lotniczych, Techn. Now. Lotn. Nr. 3, 1936, str. 68—69.

znaczeniu główny bodaj tytuł do przewagi sprężarki napędzanej spalinami nad sprężarką o napędzie mechanicznym, a mianowicie możność regulacji obrotów. Z punktu widzenia wyzyskania energji zawartej w spalinach, sprężarka napędzana spalinami miałaby znaczenie przedewszystkiem dla dużych mocy, wiadomo zaś, iż w większości współczesnych silników lotniczych moc maksymalna jest rozwijana jedynie w krótkich okresach czasu, przedewszystkiem podczas startu i wznoszenia. W wypadku naprzykład silników transportowych czas ten wynosi około 1% ogólnego czasu pracy silnika. Jasna staje się w związku z tem niecelowość wysiłków, zmierzających do wprowadzenia oszczędności na paliwie podczas pracy silnika na mocy maksymalnej. Uwagi te nie dotyczą oczywiście silników akrobacyjnych, pracujących stale w bliskości mocy maksymalnej, dla których wprowadzenie sprężarki odśrodkowej napędzanej gazami spalinowemi w związku z zastosowaniem paliw o wysokiej liczbie oktanowej wydaje się najbardziej atrakcyjne.

Reasumując, wynik powyższych rozważań może być przedstawiony w inny sposób: kierunek rozwojowy silników lotniczych, którego świadkami jesteśmy obecnie, nie doszedł do kresu swych możliwości przy użyciu paliw o liczbie oktanowej 87. W związku z tem wprowadzenie paliw o liczbie oktanowej 100 winno być z początku wyzyskane w kierunku doprowadzenia obecnego typu silnika lotniczego do szczytu możliwości, wyznaczonego względami termiczno-mechanicznemi; wkroczenie na drogę, wskazaną przez Ricardo, lub też na jakąś inną powinno być odłożone do czasu powiedzenia ostatniego słowa na temat obecnie przyjętego typu konstrukcji (gaźnik, sprężarka odśrodkowa o napędzie mechanicznym).

Paliwo o liczbie oktanowej 100 jest oczywiście droższe od paliwa dawnego typu; sądząc po warunkach angielskich, cena jego ukształtuje się w wysokości dwukrotnej ceny paliwa o liczbie oktanowej 87. Trudno zgóry powiedzieć, w jakich warunkach różnica ta opłaci się. Na ten temat przeprowadzano już szczegółowe rozważania oparte oczywiście o szereg założeń. Dla zobrazowania korzyści, jakie może dać nowe paliwo, powiem tylko, że w wypadku przelotów długo dystansowych, naprzykład transatlantyckich, opłaciłaby się nawet trzynastokrotna cena w stosunku do paliwa o liczbie oktanowej 87. Tłomaczy się to oczywiście tem, że zmniejszenie zużycia, uzyskane przy użyciu nowego paliwa, pozwala na zmniejszenie ilości zabieranego paliwa i na zastąpienie go wartościowym towarem. Również większa moc startowa silników pozwoli na wystartowanie samolotu bardziej obciążonego, niż toby było możliwe przy użyciu paliwa dawnego typu.

W związku z wprowadzeniem nowych paliw powstaje potrzeba zrewidowania dotychczasowej metody oznaczania odporności paliwa na detonację. Być może, iż zmiana taka pociągnie za sobą nie tylko zmianę metody oznaczania liczby oktanowej, ale nawet wprowadzenie innej wielkości, jako miernika odporności na detonację. Bardzo interesujące pod tym względem są badania prowadzone w laboratorjum maszynowem Shella w Delft. Według propozycji p. Boerlage liczba oktanowa miałaby być zastąpiona przez stosunek dopuszczalnego ładowania. Dla tych, którzy nie czytali ciekawego artykułu na ten temat w Aircraft Engineering, tłomaczonego w „Technicznych Nowościach Lotniczych"[1]), wyjaśniam, że stosunkiem dopuszczalnego ładowania (A. B. Ratio) dla badanego paliwa nazywa się stosunek ciśnienia ładowania, przy którem detonuje to paliwo, do ciśnienia ładowania, przy którem detonuje z jednakową intensywnością paliwo wzorcowe, naprzykład izooktan. Zaletą nowej metody jest stworzenie nieograniczonej skali, podczas gdy skala oktanowa jest zamknięta od góry liczba oktanową izooktanu, który przestaje dziś być niedoścignionym celem i wkrótce być może pozostanie w tyle za bardziej odpornemi na detonację paliwami, dla których niema już miejsca na skali oktanowej, chyba przez wprowadzenie mało dokładnej ekstrapolacji. Poza tem nowa metoda bada paliwa przy stałym stopniu sprężania, a przy zmiennem ładowaniu w przeciwieństwie do obecnie stosowanej metody oznaczeń na silniku C. F. R., opierającej się na zmiennym stopniu sprężania i na stałym ładowaniu. Nowy sposób wydaje się znacznie racjonalniejszy, jako zgodny z tendencją rozwojową silników lotniczych, wyrażającą się przedewszystkiem w podwyższaniu ciśnienia ładowania. Narazie jest jeszcze daleko do międzynarodowego przyjęcia nowej metody; została dopiero rzucona myśl, trzeba jeszcze zgodzić się na typ silnika laboratoryjnego, obmyśleć aparaturę i ustalić na podstawie prób takie warunki przeprowadzania oznaczenia, które dawałyby wyniki zgodne z rzeczywistością, to znaczy, które szeregowałyby wszelkie paliwa w kolejności ich istotnej przydatności do napędu silników. Jak mi mówiono w Holandji, badacze Shella otrzymali już liczne zapytania z Ameryki, wskazujące na zainteresowanie, jakie wzbudziła tam nowa metoda.

(D. n.)

---

[1]) Nowa metoda oznaczania odporności paliw lotniczych na detonację, G. D. Boerlage, L. A. Peletier i S. L. Tops, Techn. Now. Lotn. Nr. 1, 1936, str. 14—17.

OD REDAKCJI

Wobec opóźnienia w dostarczeniu rękopisu dokończenie artykułu p. t. „Obliczenie skrzydeł wielodźwigarowych" dr. inż. Witolda Billewicza zostanie zamieszczone w numerze następnym.

NOWOCZESNE METODY REGULACJI SKŁADU MIESZANKI PODCZAS LOTU

RAYMOND W. YOUNG

(Dokończenie)

Częściowe tłomaczenie oryginału amerykańskiego p. t. „Air-Cooled Radial Aircraft-Engine Performance Possibilities", S. A. E. Journal, June 1936*), str. 234—256, przez inż. J. Tuszyńskiego.

Jak zaznaczono, do osiągnięcia niskiego zużycia paliwa w locie pożądane jest urządzenie samoczynne, któreby zwalniało pilota od obowiązku dostosowywania składu mieszanki do każdorazowych warunków lotu. Zaznaczono również, że rozpowszechniające się śmigło o zmiennym skoku i stałej ilości obrotów oraz trudność utrzymania jednakowego składu mieszanki na samolotach wielosilnikowych są dodatkowemi czynnikami, zmuszającemi do wprowadzenia samoczynnej regulacji składu mieszanki. Rozpatrując pracę zasadniczych typów samolotów, najbardziej wymagających samoczynnych regulatorów składu mieszanki, staje się zrozumiała potrzeba zwrócenia uwagi na dwie okoliczności:

1. — Należy przewidzieć możność zastosowania składu mieszanki, dobranego do całego zakresu wchodzących w rachubę mocy niezależnie od wysokości, temperatury, otwarcia przepustnicy i innych zmiennych warunków, występujących podczas pracy samolotu wojskowego. Dążenie do stałego zachowania składu mieszanki „najlepszego dla mocy maksymalnej", dającego dobre przejścia i niezawodność pracy w całym zakresie warunków lotu, jest specjalnie ważne w wypadku samolotów myśliwskich jednomiejscowych. Po ustawieniu regulacji składu mieszanki w położeniu zapewniającem właśnie ten „najlepszy" skład pilot musi mieć możność poświęcenia się walce na szybko zmieniających się wysokościach bez potrzeby zwracania uwagi na poprawkę, mając pewność, że silnik pracuje stale w najkorzystniejszych warunkach. Dla tego typu samolotu ekonomja lotu musi być oczywiście poświęcona dążeniu do uzyskania jaknajlepszych osiągów silnika.

2. — W wypadku samolotu bombardującego zadaniem regulacji składu mieszanki jest uzyskanie tego minimum zużycia, które daje dostateczną niezawodność pracy pojedyńczego samolotu i całej eskadry. Małe zużycie paliwa jest również bardzo ważne dla samolotów komunikacyjnych. W związku z powyższem samoczynna regulacja dostosowana do obu rodzajów pracy samolotów musi zapewniać właściwy skład mieszanki podczas wznoszenia się samolotu, wymagającego dużej mocy silnika przy małej szybkości powietrza chłodzącego, i musi również pozwalać na ustawienie składu mieszanki, pozwalającego na ekonomiczny przelot trwający stosunkowo znacznie dłużej. Celem zaspokojenia tych wymagań konieczna jest oczywiście poprawka wysokościowa o podwójnym zakresie działania.

Mając powyższe względy na uwadze, należy rozpatrzeć praktyczne względy i wymagania, komplikujące zagadnienia samoczynnej regulacji składu mieszanki. Jest rzeczą oczywistą, że skuteczny regulator składu mieszanki musi być wrażliwy na zmiany gęstości powietrza, w którem pracuje silnik, niezależnie od tego, czy zmiany te są wywołane zmianą wysokości, temperatury czy też ciśnienia powietrza wchodzącego do gaźnika, zmieniającego się zależnie od szybkości i kąta natarcia samolotu. Urządzenie regulujące wraz z częściami i zespołami składowemi musi być przedewszystkiem niezawodne, pozatem zaś lekkie, dostępne i trwałe. W razie zaburzeń, mogących wystąpić w działaniu każdego mechanizmu, należy przewidzieć możność ręcznego sterowania poprawki i samego gaźnika. W skład konstrukcji regulatora powinna wchodzić jaknajmniejsza ilość drążków, dźwigien, zaworów, połączeń i in., a ponadto całość urządzenia powinna odznaczać się możliwie dużą wrażliwością i natychmiastowem reagowaniem na zmiany zewnętrznych warunków, jak temperatura, ciśnienie i moc silnika.

W ogólności istnieją dwie metody samoczynnej regulacji składu mieszanki, dostarczanej przez gaźnik silnika:

---

*) Wymieniony numer S. A. E. Journal ukazał się już po wydaniu Nr. 5, zawierającego początek niniejszego artykułu, wobec czego powołanie się na ten numer jest możliwe dopiero teraz.

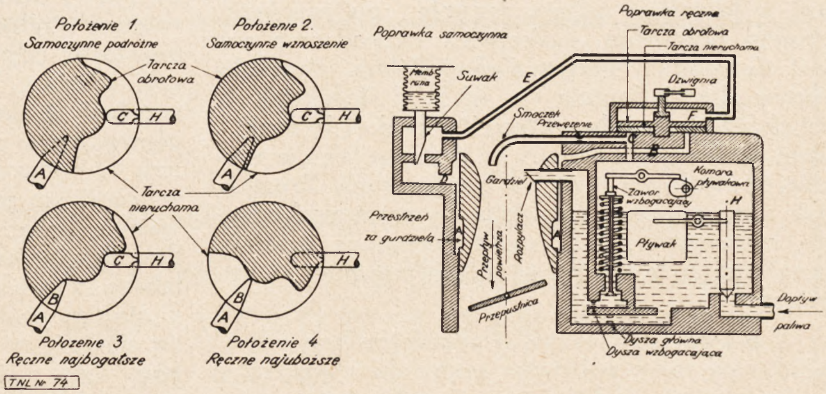
a) regulacja gęstości powietrza, doprowadzanego do gaźnika;

b) uzależnianie ilości przepływającego paliwa od gęstości powietrza.

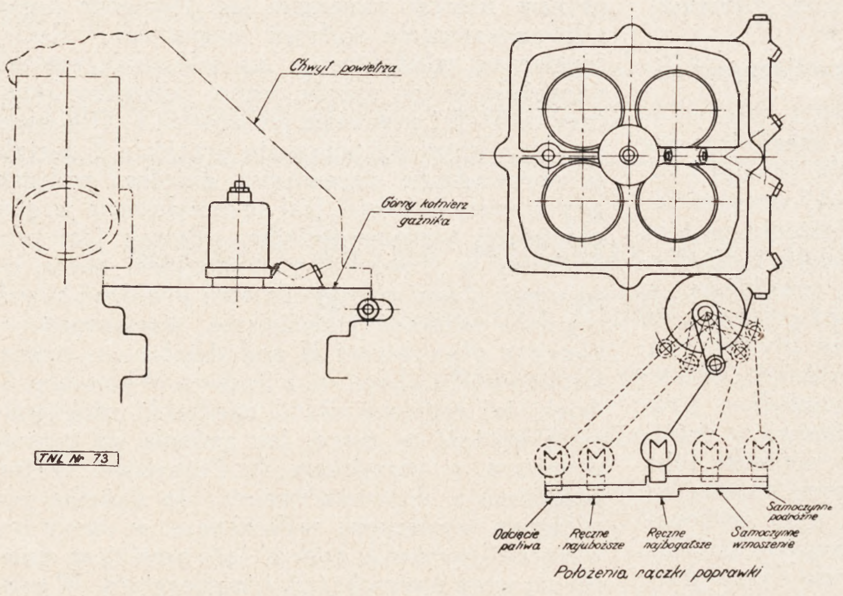
Druga metoda posiada pewne zasadnicze zalety, które skłoniły do oparcia się na niej i do opracowania samoczynnej poprawki wysokościowej, opisanej poniżej. W przybliżeniu półtora roku temu inżynierowie firm Wright i Bendix-Stromberg opracowali wspólnie urządzenie, w którem wahania gęstości powietrza pociągają za sobą zmiany ciśnienia w komorze pływakowej, zmieniając dzięki temu różnicę ciśnień, wyznaczającą przepływ paliwa przez rozpylacz, i regulując w ten sposób przepływ paliwa w granicach, przepisanych przez różne warunki lotu. Zasadniczym względem, z którym liczono się przy projektowaniu regulatora, było wykonanie go pod postacią części składowej gaźnika przy zachowaniu normalnego układu dysz i przewidzenie możliwości przystosowania go do gaźników już wykonanych. W związku z tem regulator został przystosowany do gaźnika typu NA-F7, czterogardzielowego dolnossącego typu, stanowiącego niewątpliwie najbardziej doskonały i szeroko rozpowszechniony typ z tego rodzaju gaźników, będących w normalnym użytku. Regulator podwyższa ciężar gaźnika tylko o około 1,1 kg; stare typy gaźników NA-F7 mogą być zaopatrzone w poprawkę samoczynną przez wymianę górnej części gaźnika i wbudowanie urządzenia regulującego.

W skład gaźnika Stromberg NA-F7 wchodzą gardziele z rozpylaczami, do których paliwo jest doprowadzane przez cztery dysze główne. Dysze te są połączone z dwiema komorami pływakowemi, posiadającemi wspólne odpowietrzenie. W jednej z komór pływakowych znajduje się zawór pełnej mocy, włączany od ruchu przepustnic i podający przy większych mocach paliwo przez dwie dysze pełnej mocy do dwóch gardzieli gaźnika. Regulacja składu mieszanki, wiążąca się ze zmianą wysokości lotu lub z obniżaniem jednostkowego zużycia paliwa, jest dokonywana przez stwarzanie podciśnienia w komorze pływakowej, jak zresztą zaznaczono poprzednio.

Sposób wbudowania samoczynnej poprawki w gaźnik został przedstawiony schematycznie na rys. 4 i 5. Na górze gaźnika jest umocowany aluminjowy korpus, zajmujący środkowe położenie w stosunku do gardzieli gaźnika; we wnętrzu korpusu jest umieszczona membrana, połączona z suwakiem, ściętym ukośnie z jednej strony i obciążonym sprężyną. Membrana jest częściowo wypełniona powietrzem częściowo zaś płynem, którego zadaniem jest tłumienie drgań i kompensowanie wpływu temperatur. Ruchy membrany oddziaływują na położenie suwaka i regulują w ten sposób ssanie pomiędzy kanałami A, D, E i zawrotem tarczowym F. Dla większej przejrzystości schematu przejście E zostało przeprowadzone nazewnątrz gaźnika, podczas gdy w rzeczywistości jest ono wykonane w górnej części korpusu gaźnika. Suwak jest prowadzony w prowadnicy, obejmującej górną jego część; dzięki odpowiedniemu profilowi suwak reguluje wielkość podciśnienia, stwarzanego w komorze pływakowej H pod działaniem smoczka, komunikującego się z komorą H kanałem C; dzięki tej regulacji skład mieszanki zachowuje stałą wartość w miarę, jak zmienia się gęstość powietrza w przestrzeni A. Przestrzeń ta jest połączona z doprowadzanem do gaźnika powietrzem wycięciami, wykonanemi w dyszy powietrznej (venturi); gęstość tego powietrza zmienia się wraz z wysokością i temperaturą. W miarę spadku gęstości, następującego ze wzrostem wysokości lub temperatury, długość membrany rośnie, dzięki czemu suwak obniża się, przymykając połączenie między D i E, łączące komorę pływakową z przestrzenią za venturim. Wynikiem tego jest obniżenie podciśnienia w komorze pływakowej, stwarzanego przez działanie smoczka drogą przez kanał C. Zmiany te pociągają za sobą spadek różnicy ciśnień, powodującej przepływ paliwa przez rozpylacz, zmniejszenie przypływu paliwa a zatem zubożenie mieszanki. Przewężenie, umieszczone w przewodzie smoczka, przeciwstawia się temu, aby podciśnienie w komorze pływakowej osiągnęło kiedykolwiek wartość podciśnienia, panującego u wylotu rozpylacza, dzięki czemu zawsze pozostaje pewna różnica ciśnień, konieczna dla utrzymania przepływu paliwa przez gaźnik. Zawór pełnej mocy, który, jak poprzednio zaznaczono, był połączony z przepustnicą celem wzbogacenia mieszanki przy większych mocach, jest zastąpiony szybko działającym zaworem wzbogacającym, uruchomianym za pośrednictwem kułaka od poprawki wysokościowej. We wszystkich położeniach regulatora za wyjątkiem tego,



Rys. 4. Schemat samoczynnej poprawki wysokościowej, zainstalowanej na gaźniku Bendix-Stromberg NA-F7.



Rys. 5. Schemat instalacji i sterowania samoczynnej poprawki wysokościowej.

gdy pożądana jest praca ekonomiczna podczas przelotu, zawór wzbogacający jest otwarty, dopuszczając przepisane wzbogacenie mieszanki, uzyskiwane w dawnem rozwiązaniu pod działaniem zwykłego zaworu pełnej mocy. Ustawienie poprawki na położenie samoczynne podróżne pociąga za sobą zamknięcie zaworu wzbogacającego i przerwanie dopływu paliwa przez dyszę wzbogacającą pokazaną u spodu rys. 4.

Rys. 5 jest schematem instalacyjnym samoczynnej poprawki wysokościowej, wskazującym nietylko na prostotę tego urządzenia ale i na łatwość posługiwania się niem. Należy zwrócić uwagę, że membrana zajmuje bardzo mało miejsca i jest umieszczona środkowo w stosunku do gardzieli gaźnika i chwytu powietrza. Zasłona, opuszczona na rysunku dla większej przejrzystości, eliminuje ewentualne nieprawidłowości wpływu temperatury, mogące pochodzić ze złego przemieszania ciepłego i zimnego powietrza w obrębie chwytu powietrza. Należy zwrócić uwagę na dostępność membrany, która może być z łatwością zdjęta jedynie po usunięciu chwytu powietrza, aczkolwiek uszkodzenie jej jest niezmiernie mało prawdopodobne. Przeszło roczne doświadczenie na wielkiej ilości takich membran wykazało całkowity brak ich uszkodzeń zarówno przy pracy na gaźniku jak i w wyniku specjalnych prób na trzęsionkach. Zresztą, jak zaznaczono poprzednio, w razie uszkodzenia membrany gaźnik może normalnie działać, przyczem ustawia się regulację ręczną najbogatszą.

Z prawej strony rys. 5 przedstawiono odpowiadające sobie położenia poprawki na gaźniku i rączki pilota. Dźwignia przestawiająca tarczę sterującą poprawki ma pięć położeń, odpowiadających pięciu ustawieniom rączki poprawki pilota. Ustawienie rączki pilota w położeniu „samoczynnem podróżnem" dosuwa tarczę sterującą do zderzaka, ograniczającego ruch tarczy w kierunku przeciwzegarowym. Pod wpływem przestawienia rączki poprawki w położenie odpowiadające „samoczynnemu wznoszeniu", tarcza sterująca przesuwa się o 15° w kierunku zegarowym; ustala ją w tem położeniu obciążona sprężyną kulka, wskakująca w specjalne wgłębienie. Dalszy ruch rączki poprawki do położenia najbogatszego przekręca tarczę sterującą o dalsze 15°; ustala się ona w tem położeniu podobnie, jak poprzednio. W położeniu tem rączka poprawki opiera się o zastawkę, aby więc ją przesunąć w położenie, pozwalające na ręczne zubożanie mieszanki, pilot musi celowo odsunąć rączkę, przeprowadzając ją poza zastawkę gdzie działanie zubożające następuje w sposób opisany poprzednio przy omawianiu poprawki z tarczą o trzech wycięciach. Po przekroczeniu najuboższego ustawienia dalszy ruch rączki poprawki powoduje odcięcie dopływu paliwa do dysz gaźnika; dzięki temu silnik może być zatrzymany bardzo szybko bez opróżniania komory pływakowej jak również bez stopniowego zubożania mieszanki, towarzyszącego odcięciu dopływu paliwa ze zbiorników. Niezależnie od opisanego sposobu sterowania, przy którym poszczególne położenia rączki poprawki są ustalane mechanicznie, istnieje oczywiście możliwość, bardzo pożądana dla lotów nocnych, elektrycznego oznaczania tych położeń przy pomocy różnokolorowych świateł, zapalających się w odpowiednich chwilach.

Wracając do rys. 4, należy się zapoznać z działaniem tarczy sterującej poprawki dla różnych położeń, opisanych powyżej. Z lewej strony rys. 4 pokazano cztery położenia tarczy obrotowej względem nieruchomej, regulujące skład mieszanki odpowiednio do różnych położeń rączki pilota. W położeniu 1, odpowiadającem regulacji „samoczynnej podróżnej", komora pływakowa, połączona ze smoczkiem kanałem C, komunikuje się ponadto z przestrzenią A za venturim przejściami F i E, otworem regulowanym przez suwak membrany i kanałem D. Pod działaniem membrany podciśnienie w komorze pływakowej utrzymuje się samoczynnie na takim poziomie, aby zachować stałą różnicę ciśnień, powodującą przepływ paliwa przez rozpylacz. Jak zaznaczono poprzednio, przy ustawieniu „samoczynnem podróżnem" zawór wzbogający jest zamknięty.

W położeniu 2, odpowiadającem „samoczyn-

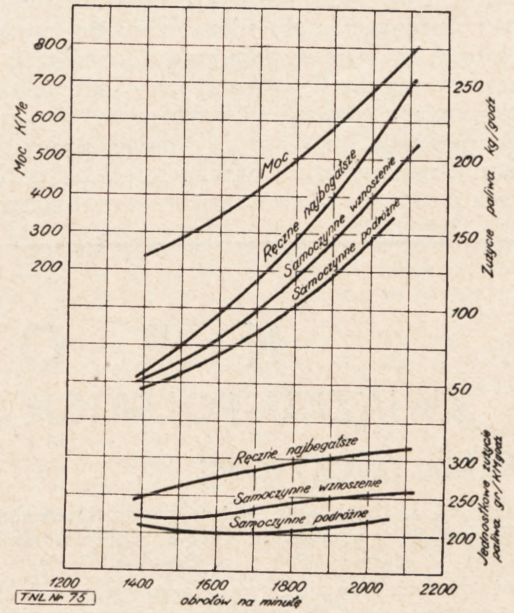
nemu wznoszeniu", tarcza obrotowa jest przestawiona w kierunku zegarowym o 15°, pozostawiając jednak ten sam układ połączeń, jak przy położeniu 1. Przesunięcie tarczy powoduje jedynie otwarcie zaworu wzbogacającego, zwiększając przepływ paliwa przez rozpylacze.

W położeniu 3, „ręcznem najbogatszem", tarcza obrotowa ustawia się o 15° dalej, dzięki czemu powstaje połączenie komory pływakowej H ze smoczkiem i z przestrzenią A za venturim bezpośrednio przez kanały B, F i C. W tych warunkach podciśnienie w komorze pływakowej spada do minimum, wskutek czego rozpylacze przepuszczają maksymalną ilość paliwa. Jak widać zatem, ręczne ustawienie najbogatsze uniezależnia regulację gaźnika od zmienności położenia membrany i suwaka.

W położeniu 4, „ręcznem najuboższem", tarcza obrotowa całkowicie odcina kanał C od przestrzeni A za venturim, dzięki czemu smoczek wywiera maksymalne działanie ssące, któremu nie stoi już na przeszkodzie „nieszczelność" pod postacią kanałów B lub E; osiągnięte w ten sposób maksymalne podciśnienie w komorze pływakowej zmniejsza do minimum ilość paliwa, dostarczaną przez rozpylacze. Przy częściowem zubożeniu (pośrednie położenia rączki poprawki) kanał C jest mniej lub więcej otwarty dzięki odpowiedniemu profilowi tarczy obrotowej.

Przy piątem, niepokazanem, położeniu poprawki tarcza obrotowa przesuwa się o 10° za położenie „ręczne najuboższe", opierając się o zderzak. W położeniu tem specjalne kanały (niepokazane na rysunku) doprowadzają do komory pływakowej podciśnienie, występujące pod przepustnicami. Przy zamkniętych przepustnicach podciśnienie to jest dostatecznie duże, aby przerwać przepływ paliwa w przeciągu paru sekund. Tego rodzaju metoda zatrzymania silnika ułatwia następny rozruch, gdyż komora pływakowa nie ulega przy tem opróżnieniu.

Podobnie do wielu innych udoskonaleń w lotnictwie opisana poprawka wysokościowa nie była odrazu doskonała. Żmudne badania zajmowały się doborem najodpowiedniejszej średnicy smoczka, położenia membrany i szeregiem innych szczegółów. W wyniku prac, trwających około półtora roku przekonano się, że nowy rodzaj poprawki wysokościowej całkowicie nadaje się do użytku, wykazując szereg wybitnych zalet. Wyrażają się one przedewszystkiem w prostocie, niezawodności działania i szerokim zakresie warunków, do jakich poprawka jest przystosowana.



Rys. 6. Krzywe mocy dławionej, oraz zużyć paliwa (całkowitego i jednostkowego) przy użyciu gaźnika Stromberg z samoczynną poprawką wysokościową na silniku Wright Cyclone Model R 1820 G 5; paliwo o liczbie oktanowej 92 (Army Method).

Stopień sprężania 6,4:1; przekładnia sprężarki 7,14:1. Próbę przeprowadzono 7 stycznia 1936 r.

Na rys. 6 podano wyniki próby, przeprowadzonej na stoisku przy zastosowaniu opisanej poprawki samoczynnej. Górna krzywa przedstawia moc dławioną silnika Cyclone dla warunków lotu przy poziomie morza, ze sprężar-

ką, pracującą na mniejszej przekładni. Podczas pomiaru mierzono całkowity przepływ paliwa dla różnych ustawień poprawki, przeliczając zeń następnie zużycie jednostkowe. Łatwo zdać sobie sprawę z możliwości regulowania zużycia zależnie od warunków lotu.

Samoczynna poprawka wysokościowa przeszła również próby w locie, podczas których uwzględniono wysokości w zakresie do około 4500 m., aktualne dla lotów komunikacyjnych. W wyniku prób przekonano się, że jednostkowe zużycie paliwa przy regulacji samoczynnej podróżnej pozostaje stałe niezależnie od wysokości. Należy oczywiście pamiętać, że wielkość zużycia przy regulacji samoczynnej jest ustalona kompromisowo z uwagi na konieczność zachowania bezpieczeństwa i niezawodności pracy. Dla uzyskania maksymalnej oszczędności na paliwie pilot ma możność w korzystnych warunkach użycia regulacji ręcznej, opierając się na wskazaniach analizatora spalin.

Dla samolotów wojskowych wchodzą w rachubę wysokości do 9000 m. Aczkolwiek pułap samolotu, na którym przeprowadzono opisane próby, wynosi tylko ok. 5700 m, to inne próby w locie pozwoliły na przekonanie się, że wielkość zużycia zarówno przy regulacji „samoczynnej podróżnej" jak i przy „samoczynnem wznoszeniu" pozostaje w przybliżeniu niezależna od wysokości. Można oczekiwać, że stałość ta utrzyma się do 9000 m. wysokości pod warunkiem, że nie wejdą w rachubę inne trudności z układem paliwowym. Przewidywane są próby w locie z samolotem wojskowym, mające wykazać wartość nowej poprawki na znacznych wysokościach przy granicznych osiągach silnika i wszelkiego rodzaju ewolucjach samolotu.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Rzut oka na działalność Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie w przeddzień X-lecia jego istnienia wygłosił dnia 12 czerwca 1936 r. p. Czesław Bieniek.

Instytut Aerodynamiczny w Warszawie został ufundowany przez L. O. P. P. w 1926 r. i oddany do użytku we wrześniu tegoż roku. Laboratorjum wyposażono w dwa tunele, jeden o średnicy 1 m, drugi 2,5 m, narazie bez instalacji. Mniejszy tunel został uruchomiony po zaopatrzeniu w instalację po dwóch miesiącach, większy zaś dopiero w 1930 r.

Po uruchomieniu pierwszego tunelu zetknięto się ze zjawiskiem drgań, utrudniających personelowi pracę i wpływających na wyniki pomiarów. Skuteczne usunięcie tych trudności zwróciło uwagę zagranicy, na co wskazują m. in. zapytania, otrzymane ub. r. w tej sprawie z Anglji. Po opanowaniu tych trudności I. A. przystąpił do metodycznych badań, otrzymując od początku wyniki zgodne z pomiarami w locie. Wyniki pomiarów zależą w dużej mierze od turbulencji, zmiennej zależnie od konstrukcji tunelu, i od ciśnienia statycznego w przestrzeni pomiarowej, odbiegającego (z czego nie zdawano sobie sprawy przed 1932 r.) od ciśnienia atmosferycznego.

Pierwsze dwa lata działalności I. A. były oparte na subsydjach L. O. P. P., następnie zaś I. A. zaczął otrzymywać pomoc z Ministerstwa Komunikacji. Początkowe prace były poświęcone zbieraniu materjału, mającego umożliwić samodzielną pracę konstruktorów. Na tego rodzaju podstawowe prace pozwalał brak zamówień przemysłu, pracującego jeszcze wówczas na licencjach zagranicznych; czas ten został również wyzyskany dla wyszkolenia personelu.

W dalszym ciągu I. A. został wzbogacony tunelem gumowym, zbudowanym w 1928 r. dla badania drgań, oraz w 1932 r. tunelem o średnicy 1,6 m i wysokości 5 m. przeznaczonym do badań korkociągu. Ostatni tunel stanowi prototyp tunelu właściwego, którego średnica ma wynosić 4—5 m, wysokość zaś 15—20 m.

I. A. współpracował z przemysłem przy projektowaniu samolotów na Challenge 1932 i 1934 r. W tym czasie zjawia się pomoc materjalna ze strony Departamentu Aeronautyki M. S. Wojsk, pozwalając na rozszerzenie działalności Instytutu. Do rozpoczętych dzięki temu prac należy zaliczyć: badania rozkładu ciśnień na częściach płatowca, udoskonalanie aerodynamiczne tych części, badania śmigieł, badania optyczne nad opływem i zachowaniem się strug powietrza.

Z biegiem czasu szczupłość pomieszczeń zaczęła hamować prace Instytutu, co zmusiło w 1935 r. do nadbudowania 3-go piętra na starym budynku i do wystawienia nowego budynku z miejscem na trzy tunele o średnicy 2,5 m, z których jeden jest już w budowie.

I. A. uważa, że pilne śledzenie za stanem prac zagranicą jest jednym z warunków udoskonalania techniki pomiarowej, do niektórych jednak dążeń ustosunkowuje się krytycznie, jak naprzykład do zbędnych badań w naturalnej wielkości oraz do tunelów ciśnieniowych.

Poza polskim przemysłem lotniczym I. A. obsługuje również lotnictwo Łotwy, Estonji, Węgrów, Rumunji i Jugosławji. Początkowo przemysł nasz opierał się na badaniach zagranicznych, w porównaniu do których I. A. dawał wyniki gorsze ale za to pewniejsze, co ostatecznie przekonało do niego naszych konstruktorów. Obecnie I. A. zdobył na rynku krajowym wyłączność.

I. A. przeprowadził dla Ministerstwa Komunikacji badania nad oporem wagonów i pociągów oprofilowanych jak również badania nad oporem nadwozi, przeznaczone dla przemysłu samochodowego.

Wyniki badań teoretycznych zostały ogłoszone w 5 zeszytach, zaś w 1932 r. ukazało się pierwsze zestawienie prac doświadczalnych. Wkrótce ukaże się wydawnictwo, zawierające następujące działy: 1) Rozkłady ciśnień, 2) Badania elementów płatowca, 3) Studjum korkociągu, 4) Geometrja opływu, 5) Badanie śmigła.

I. A. współdziałał przy powstaniu laboratorjum aerodynamicznego we Lwowie i zaprojektował tunele dla Podlaskiej Wytwórni Samolotów, Państwowej Szkoły Technicznej Lotniczo - Samochodowej i Centrum Wyszkolenia Technicznego Lotnictwa. Ponadto I. A. blisko współpracuje z I. B. T. L. i ze szkolnictwem lotniczem.

Na poparcie opinji, jaką się cieszy zagranicą polska wiedza aerodynamiczna, wystarczy przytoczyć, że w najpoważniejszych wydawnictwach zagranicznych z tej dziedziny poza teorją Prandtl'a i Żukowskiego jest podawana teorja oderwania pojedyńczego prof. Witoszyńskiego, i że w I. A. została wykonana praca doktorska przez p. Milton'a Thomson'a, wykładającego obecnie aerodynamikę na uniwersytecie Michigan.

Spowodowany niedostateczną ilością środków brak wielu urządzeń (tunel do badania korkociągu, aparatura do badania śmigieł, tunel do wysokich szybkości) i niedostateczny personel stoi na przeszkodzie urzeczywistnieniu przewidzianych w programie badań. Tenże brak środków uniemożliwia wykonywanie przez studentów prac przewidzianych programem studjów jak również prowadzenie samodzielnych badań przez konstruktorów.

Ponadto prelegent przedstawił wykresy czasu pracy dziennej i liczebności personelu, wskazując na szybki wzrost w 1932 r., kiedy cały prawie personel pracował do godziny 21; wyświetlony na zakończenie film przedstawił różne rodzaje opływów.

Rozpoczynając dyskusję, *inż. Challier* przytacza nadzwyczaj pochlebne opinje o działalności I. A., z któremi spotykał się podczas wyjazdów zagranicę.

Inż. Kosko przypuszcza, że zagraniczne badania w wielkości naturalnej mają za zadanie zmniejszenie wpływu turbulencji i zapytuje, czy dawane konstruktorom informacje uwzględniają dostatecznie wpływ turbulencji.

Odpowiedź. Badania w naturalnej wielkości nie odtwarzają warunków lotu i warunki ich muszą być ustalone na podstawie pomiarów w locie. Celem zbliżenia się do rzeczywistości I. A. podaje obecnie $C_{y\ max}$ dla wydłużenia $\lambda = 7$, bardziej zbliżonego do praktyki, niż dawniej przyjęte $\lambda = 5$. Wpływ turbulencji na $C_{y\ max}$ nie jest duży.

Prof. Witoszyński prosi przemysł o krytykę działalności I. A. i o wskazanie istotnej potrzeby pewnych badań.

Inż. Challier wskazuje na potrzebę podawania przez I. A. bardziej szczegółowych danych, dotyczących badadanych profilów nośnych uwzględniających działanie klap, slotów i innych urządzeń udoskonalających profil. Wskazuje na brak badań nad pewnemi typowemi połączeniami elementów płatowca. Uzupełnienie badań w tunelu próbami w locie, np. próby śmigieł w locie uważa za konieczne.

Inż. Jakimiuk wskazuje na konieczność wprowadzenia na podstawie badań w locie spółczynników, korygujących pomiar tunelowy. Brak tunelowych badań korkociągu zmusza konstruktorów do projektowania sterów „na oko"

Prof. Witoszyński zaznacza gotowość I. A. do współpracy nad prototypami, wskazując na celowość przeprowadzania drobniejszych badań we własnym zakresie wytwórni (jak w P. W. S.).

Inż. Challier zaznajamia z przyjętym w Ameryce zwyczajem (Sikorski) badania drobnych modyfikacji w tunelu fabrycznym; po zbadaniu modelu prototypu w I. A. konstruktor mógłby badać jakościowy wpływ drobnych zmian w podręcznym tunelu fabrycznym. Niewielki wpływ turbulencji na $C_{y\ max}$ nie odgrywa wielkiej wagi nie lata się bowiem przy $C_{y\ max}$ ze względu na niedostateczną sterowność samolotu.

P. Kazimierczuk zapytuje, czy I. A. nie zamierza tworzyć za przykładem Rosji własnych konstrukcji o wybitnych własnościach aerodynamicznych.

Prof. Witoszyński wyjaśnia, że I. A. nie posiada takich ambicji; kształt doskonały aerodynamicznie mógłby nie mieć wartości użytkowych. Rosyjski Instytut gra rolę samodzielnej wytwórni.

Inż. Kosko uważa badanie zjawiska turbulencji za wskazane ze względu na jego wpływ nietylko na $C_{y\ max}$ ale i na spółczynnik oporu oraz na stateczność.

WYCIECZKA DO INSTYTUTU AERODYNAMICZNEGO

Dnia 19 czerwca odbyła się wycieczka Z.P.I.L. do Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie.

Wycieczkę oprowadzał Kierownik Laboratorjum Instytutu p. Czesław Bieniek przyczem, przy poszczególnych urządzeniach, szczegółowych objaśnień udzielali asystenci Instytutu — inż. Mikołaj Awałow, inż. Leonard Łabuć i inż. Jerzy Nikol.

Zwiedzanie rozpoczęto od szczegółowego przeglądu wystawionych modelów, zbadanych w Instytucie, płatowców i ich części (płaty, kadłuby, narty, gondole silnikowe, śmigła) oraz modelów pojazdów (motocykle, samochody, wagony motorowe). Wystawione były również różnych typów manometry, szybkościomierze, eksperymentalne zautomatyzowane urządzenia wagowe oraz wykresy, dotyczące charakterystycznych pomiarów przeprowadzanych w Instytucie.

Następnie odbył się pokaz korkociągu płaskiego i stromego, wykonywanego przez modele płatowców w specjalnie przystosowanym do tego celu tunelu.

Pozatem obejrzano, będący w budowie, nowy tunel o średnicy strumienia w przestrzeni pomiarowej 2,5 m.

Po przejściu przez warsztaty Instytutu zatrzymano się przy dwóch, jednometrowej średnicy, tunelach. W jednym z nich zawieszony był model płatowca wraz z przyrządem, służącym do pomiarów momentów zawiasowych lotek i innych organów sterowych; w drugim zaś zademonstrowano doświadczenie, udawadniające w sposób bezpośredni niestateczność kadłubów przy małych kątach natarcia.

W tunelu o średnicy 2,5 m. odbył się pokaz pomiaru właściwości aerodynamicznych śmigła.

Następnie obejrzano urządzenie, pozwalające obserwować na matówce aparatu fotograficznego kształtowanie się przepływu strumienia powietrza dookoła nieruchomej przeszkody. Przy pomocy tego urządzenia obserwowano przepływ dookoła dwupłata przy różnych kątach natarcia.

Wycieczka do I.A., przy licznym udziale zwiedzających, trwała dwie godziny.

NOWE WYDAWNICTWA

AERODYNAMIC THEORY, A General Review of Progress. Vol. IV, str. XVI+434, 8°, z 321 rysunkami. Berlin 1935 (Springer).

Czwarty tom zbiorowego wydawnictwa, którego tom I omówiony był w Wiadomościach Techn. Lotnictwa Nr. 3 z r. 1934 (str. 129), a II i III — w Nr. 1 z r. b. (str. 48), przynosi cztery dalsze działy aerodynamiki w opracowaniu najwybitniejszych znawców.

Rozpoczyna go stosowana teorja płata nośnego w ujęciu prof. *A. Betz'a*, dyrektora Instytutu Aerodynamicznego w Göttingen. Dział ten stanowić ma przejście od ogólnej abstrakcyjnej teorji, rozwiniętej w tomie II przez v. Kármán'a i Burgers'a, do praktycznych zastosowań z uwzględnieniem materjału doświadczalnego. W rozdz. 1-ym rozpatrzone są ogólne własności płatów, siła nośna, opór, momenty, zagadnienia maximum siły nośnej i sztucznego powiększania tego maximum (sloty, zasysanie warstwy powierzchniowej, rotory), wreszcie rozkład ciśnień na profilu i sposoby wpływania na ten rozkład przez odpowiedni wybór profilu. Rozdz. 2-gi poświęcony jest szczegółowej dyskusji własności różnorodnych profilów i zawiera spory materjał doświadczalny dotyczący profilów typowych. Rozdz. 3-ci dotyczy płatów o skończonej rozpiętości, przyczem uwzględniony jest wpływ wydłużenia, obrysu, wykrojów i t. p., w dalszym zaś ciągu rozpatrzone są układy płatów oraz kombinacje płata ze statecznikiem oraz statecznika ze sterem. W rozd. 4-ym omówione są siły aerodynamiczne, spowodowane przez niesymetryczne i nietrwałe ruchy płatów, a w szczególności

przez ślizg boczny oraz przez różnorodne odmiany obrotów, przyczem podane są elementarne wiadomości o autorotacji i korkociągu.

Następny dział, opracowany przez prof. *C. Wieselsberger'a*, obecnego dyrektora Instytutu Aerodynamicznego w Aachen, poświęcony jest badaniom oporów nienośnych części konstrukcyjnych płatowca oraz ich wpływu na układ nośny. Podany jest tu materjał doświadczalny dotyczący kadłubów, podwozia i t. d., a ponadto interesujące badania Lennertz'a nad wpływem kadłuba na płaty nośne.

Zkolei znajdujemy obszerne studjum o śmigłach lotniczych, opracowane przez *H. Glauert'a*. Jest to ostatnia praca znakomitego angielskiego uczonego, tragicznie zmarłego w katastrofie z dn. 4 sierpnia 1934 r. Zawiera ona ogólną teorję śmigła, teorję opartą na zasadzie ilości ruchu, badanie sprawności śmigieł, teorję elementów łopatek, teorję wirową, studjum śmigieł o najwyższej sprawności, teorję wpływu kadłuba i płata nośnego na pracę śmigła, materjały doświadczalne, teorję śmigieł helikopterowych, wiatraków i wentylatorów, wreszcie różne specjalne zagadnienia z zakresu śmigieł. Całość stanowi jeden z najcenniejszych działów wydawnictwa.

Ostatni dział, w ujęciu *C. Koning'a* (Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam), dotyczy wpływu śmigła na inne części konstrukcyjne samolotu i dzieli się na część teoretyczną i zastosowania. W pierwszej części znajdujemy ogólną teorję zawiłych zagadnień opływu powietrza dokoła śmigła oraz działania śmigła na układ nośny samolotu ze szczególnem zastosowaniem metody odbić; teorja doprowadzona jest do ostatecznych rezultatów, dotyczących zmian w sile nośnej, oporze i momentach aerodynamicznych płatów nośnych. Część druga zawiera obszerny materjał teoretyczny i doświadczalny, dotyczący wpływu śmigła na płaty o rozpiętości nieskończonej i skończonej, w szczególności na zjawiska oderwania, ponadto zaś wpływu śmigła na stateczność i sterowość.

Cały omawiany tom nie ustępuje swą wartością poprzednim, a jest szczególnie interesujący ze względu na to, że porusza kwestje mało znane i dotąd nigdzie systematycznie nie ujęte. Oddа on poważne usługi zarówno pracownikom naukowym, jak i konstruktorom.

S. N.

AERODYNAMIK UND FLUGZEUGBAU. (Aerodynamika i konstrukcja samolotów). — 1-szy tom Podręcznika lotniczego (Flugtechnisches Handbuch), wydanego pod redakcją dr.-inż. R. Eisenlohra. Berlin — Lipsk, Walter de Gruyter & Co, 1936. (167 str. 8°, 130 ilustr). Cena Mk. niem. 7.50.

Znane wydawnictwo niemieckie przystąpiło do wydania małej popularnej encyklopedji lotniczej, opracowanej przez wybitnych fachowców poszczególnych gałęzi wiedzy i techniki lotniczej. Lotnictwo wojskowe nie wchodzi w zakres podręcznika. Pierwszy tomik, powstały przy współpracy pięciu autorów, zawiera zasady aerodynamiki i mechaniki lotu (autor H. G. Bader) i zasady konstrukcyj lotniczych z krótkiemi rozdziałami o wirowcach, o pomiarach tunelowych, o podstawowych pojęciach z dziedziny wytrzymałości z omówieniem niemieckich przepisów, wreszcie o materjałach, stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Książka jest pisana przystępnie dla wszystkich pragnących ściślejszych informacji o lotnictwie.

W części aerodynamicznej uniknięto wzorów wymagających znajomości rachunków wyższych, starając się wytłumaczyć zjawiska jaknajbardziej poglądowo przy pomocy szkiców i wykresów, którym towarzyszą gruntowne objaśnienia. W dziale konstrukcyjnym omówił wydawca podręcznika w sposób zwięzły główne części i całość płatowca, uwzględniając ewolucję w dziedzinie pojęć, materjałów stosowanych i, co za tem idzie, form konstrukcyjnych. Jak na małą objętość sposób omawiania zagadnień jest dosyć ścisły.

Zapowiedziane następne tomy encyklopedji mają zawierać: tom 2-gi — pilotaż, lotnictwo komunikacyjne i szybownictwo; 3-ci — zespół napędowy, wyposażenie, nawigację, prawo i medycynę lotnicze; ostatni wreszcie, 4-ty — meteorologję, balony i sterowce. Życzyćby należało, aby i w polskiem piśmiennictwie znalazło się dzieło w podobny sposób traktujące całokształt wiedzy lotniczej. Zamały druk utrudnia nieco czytanie.

E. K.

KSIĘGA INŻYNIERÓW-MECHANIKÓW POLSKICH. Wydana niedawno w druku „Księga inżynierów mechaników polskich" daje przejrzysty przegląd informacyjny prawie wszystkich inżynierów mechaników, wyszczególniając dokładnie charakter ich zatrudnienia, uczelnię i t. d.

Wydawnictwo to wypełnia lukę, jaka dawała się odczuwać w Polsce, z powodu braku danych o całym szeregu inżynierów-mechaników, specjalistów z danej dziedziny techniki.

Zarejestrowanych dotychczas inżynierów w myśl hasła Simp'u „Policzmy się" jest już przeszło 1200.

Wydawnictwo to stanowi jedną z dziedzin działalności ruchliwego Simp'u, dla dobra inżynierów mechaników polskich, jakiemi są głównie: praca nad podniesieniem poziomu wiedzy techn., przez organizowanie wartościowych odczytów i dyskusyj, pośrednictwa pracy oraz występowanie w obronie interesów zawodowych inżynierów-mechaników, jak to praktykowały dotychczas głównie tylko Izby lekarskie.

Księga jest do nabycia w Sekretarjacie S. I. M. P. (Warszawa, ul. Czackiego 3/5 m. 28). Cena jej wynosi zł. 4.—, dla członków S. I. M. P. — 2.50.

S. R.

PRAWA LOTU PTAKÓW ODKRYTE. Ks. Wojciech Orzech. Str. 28. Tarnów 1936. Nakładem autora.

Niezawsze obserwacja, nawet ścisła, idzie w parze z równie ścisłą interpretacją zjawisk. Dowodem tego jest omawiana praca ks. Orzecha, który od wielu lat z zamiłowaniem zajmuje się obserwacją lotu ptaków i, dla lepszego stwierdzenia prawdziwości swych hipotez, posuwa się nawet do eksperymentu (obcinanie lub wiązanie skrzydeł i ogona). Niektóre spostrzeżenia warto przytoczyć: opis „lotu wiosłowego" niektórych ptaków w miejscu lub stwierdzenie, że sterowanie u ptaków w locie żaglowym odbywa się zasadniczo przez symetryczne lub niesymetryczne przesunięcie skrzydeł w płaszczyźnie mniej więcej poziomej, ogon zaś służy głównie do wzlotu i lądowania, a zapewne także jako statecznik. Gorzej jednak, gdy autor, widocznie nieobznajmiony z zasadami mechaniki, chce wytłomaczyć grę sił w locie bądź to „wiosłowym", bądź też żaglowym. W krytyce dzisiejszych samolotów zauważa autor m. in., że „normalne śmigło szybko zużywa łożysko osi wskutek wielkiej liczby obrotów" (str. 10), że należałoby wobec tego zastosować śrubę jego pomysłu. Możnaby autorowi poradzić, aby zaznajomił się z nowszemi badaniami prof. Magnan nad lotem ptaków i owadów, w których użyto wszystkich środków, jakiemi technika pomiarowa i kinematograficzna dziś rozporządza (por. L'Aéronautique, rok 1935).

E. K.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2801 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59